

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Siniša Bošković

Zagreb, 2013

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE

DIPLOMSKI RAD

Mentor:

Prof. Dr. Sc. Zvonimir Guzović

Student:

Siniša Bošković

Zagreb, 2013

Izjavljujem da sam ovaj rad izradio samostalno koristeći stečena znanja tijekom studija i navedenu literaturu.

Zahvaljujem se mentoru prof. dr. sc. Zvonimiru Guzoviću, te profesorima prof. dr. sc. Branimiru Matijaševiću i doc. dr. sc. Željku Tukoviću za vođenje i pomoć u izradi rada, te brojnim studentima, profesorima, asistentima i kolegama koji su nesebično pridonijeli razvoju raketnog projekta koji je prethodio ovom radu.

Posebno se zahvaljujem Hrvatskoj udruzi stuenata zrakoplovstva koja je financirala razvoj i izradu prototipa te brojnim tvrtkama koje su pomogle donacijama, strojnom obradom i savjetima. Također posebna zahvala ide prof. dr. sc. Mihajlu Firaku i laborantu Milanu Šulentiću za nesebičnu pomoć i podršku kod izrade prvog prototipa i ispitne stanice.

Od brojnih kolega studenata koji su pridonijeli projektu RM-1 posebno bih naveo i izrazio svoju zahvalnost sljedećima: Saša Goran, Kristina Šarović, Petar Bišćan, Vasko Plevnik, Danijel Drezga, Ksenija Jerković, Davor Gusić, Marko Špoljarić, Damir Zahirović, Maja Hećimović, Marko Malnar, Matija Tomašević, Marin Lukas, Viktor Mandić, Jasminko Puntarec, Vlado Ranić.

Siniša Bošković



SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET STROJARSTVA I BRODOGRADNJE
Središnje povjerenstvo za završne i diplomske ispite
Povjerenstvo za završne i diplomske ispite studija zrakoplovstva



Sveučilište u Zagrebu Fakultet strojarstva i brodogradnje	
Datum	Prilog
Klasa:	
Ur.broj:	

DIPLOMSKI ZADATAK

Student: **Siniša Bošković**

Mat. br.: 0035162286

Naslov rada na hrvatskom jeziku: **Nadzvučna mlaznica raketnog motora**

Naslov rada na engleskom jeziku: **Supersonic nozzle of the rocket engine**

Opis zadatka:

Prije pet godina grupa studenata Studija zrakoplovstva angažirala se oko izgradnje raketnog motora, što je uobičajeno među studentima zrakoplovstva u svijetu. Nailazeći na niz organizacijskih, materijalnih i tehnički poteškoća projekt se produljio do današnjih dana.

Osnovni tehnički podaci raketnog motora su:

- potisak 225 N;
- gorivo - benzin ili alkohol;
- oksidator u plinovitom stanju;
- temperatura izgaranja 2200 °C;
- tlak u komori izgaranja 37 bar;
- brzina mlaza na izlazu iz mlaznice 2,93 Ma.

U završnoj fazi projekta izrade raketnog motora potrebno je projektirati nadzvučnu mlaznicu koja ima minimalne strujne gubitke. Za takvu mlaznicu potrebno je:

1. dati proračunski i grafički prikaz raketnog motora u zatečenom stanju;
2. analitičkim putem definirati zakon promjene poprečnog presjeka mlaznice koja maksimalno čuva koherentni mlaz na izlazu;
3. izraditi konstrukcijski crtež mlaznice i predvidjeti modularnu izvedbu montaže na postojeće rješenje raketnog motora;
4. provesti analizu optimalne mlaznice metodama numeričke mehanike fluida i usporediti je s postojećim rješenjem.

U tekstu diplomskog rada potrebno je navesti korištenu literaturu i eventualno dobivenu pomoć tijekom izrade.

Zadatak zadan:

2. svibnja 2013.

Rok predaje rada:

4. srpnja 2013.

Predviđeni datumi obrane:

10., 11. i 12. srpnja 2013.

Zadatak zadao:

Prof. dr. sc. Zvonimir Gužović

Predsjednik Povjerenstva:

Prof. dr. sc. Ivica Šmojver

SADRŽAJ

SADRŽAJ	5
POPIS SLIKA	6
POPIS TABLICA.....	8
POPIS OZNAKA	9
SAŽETAK.....	13
SUMMARY	14
1. UVOD	15
2. RAKETNI MOTORI I PROJEKTIRANJE MLAZNICA	18
2.1. Osnovni principi	18
2.2. Potisak raketnog motora	21
2.3. Kriteriji za ocjenu performansi raketnih motora	25
2.4. Parametri motora	28
3. PROJEKT „RM-1“ - IZRADA RAKETNOG MOTORA I ISPITNE STANICE	33
3.1. Projektiranje raketnog motora	33
3.1.1. Proračun raketnog motora.....	36
3.1.2. Izrada raketnog motora RM-1.....	46
3.1.3. Izrada ispitne stanice.....	53
3.2. Trenutno stanje raketnog projekta RM-1	69
4. GEOMETRIJA I AERODINAMIKA POBOLJŠANE NADZVUČNE MLAZNICE RAKETNOG MOTORA.....	71
5. ZAKLJUČAK	74
3. LITERATURA.....	75

POPIS SLIKA

Slika 1. Shematski prikaz sustava raketnog motora [2]	20
Slika 2. Raspodjela tlaka i Machovog broja kroz konvergentno - divergentnu mlaznicu [3]	20
Slika 3. Djelovanje sila na stijenke raketnog motora [1]	22
Slika 4. Odnos kuta divergencije i koeficijenta divergencije [1]	23
Slika 5. Krivulja potiska raketnog motora u stacionarnim uvjetima [1]	24
Slika 6. Termodinamičke karakteristike pogonskog sredstva benzin-tekući kisik [1]	29
Slika 7. Omjer površina mlaznice u ovisnosti o omjeru tlakova i k.....	31
Slika 8. Shematski prikaz projektnih veličina komore izgaranja i mlaznice [7]	37
Slika 9. Sklopni crtež raketnog motora [6].....	46
Slika 10. Vrste brizgaljki [7]	47
Slika 11. Prva izvedba raketnog motora [6]	48
Slika 12. Naprezanja u komori izgaranja raketnog motora [6]	48
Slika 13. Zadnja izvedba raketnog motora [6]	49
Slika 14. Zadovoljavajuća analiza naprezanja [6].....	49
Slika 15. Prvi shematski prikaz raketnog sustava [6].....	50
Slika 16. Djelovi raketnog motora	51
Slika 17. Sklopljen raketni motor nakon modifikacija položen na SKF vodilicu	52
Slika 18. SolidWorks prikaz dijelova raketnog motora.....	52
Slika 19. Brizgaljka za kisik.....	53
Slika 20. Ispitni stol u osnovnoj izvedbi	54
Slika 21. Drugi shematski prikaz raketnog sustava.....	55
Slika 22. Senzor temperature LM35 u teflonskom kućištu	56
Slika 23. Izrada rashladnog sustava	57
Slika 24. Niskotlačna crijeva - otpornije (lijevo) i manje otporno (desno)	57
Slika 25. Spremnik za vodu i pumpe.....	57
Slika 26. Shematski prikaz upaljača [7]	58
Slika 27. Bobina MIG-21 za proizvodnju iskre za paljenje raketnog motora	58
Slika 28. Djelovi visokotlačnog sustava	59
Slika 29. Testiranje ESV-a	60
Slika 30. Karakteristika ESV-a za gorivo	61
Slika 31. Karakteristika ESV-a za kisik	62

Slika 32. Mjerna linija s oprugom bez davača signala	64
Slika 33. Davač signala - pretvaranje uzdužnog pomaka u signal	64
Slika 34. Karakteristika opruge dobivena mjerenjem	64
Slika 35. Raketni motor i oklop	65
Slika 36. Orijentacijska električna shema	66
Slika 37. Upravljačka kutija (lijevo) i kutija napajanja (desno).....	67
Slika 38. Upravljačka kutija	67
Slika 39. Filter goriva od sinterirane bronce	69
Slika 40. Kuciste filtera goriva (cjelokupni instalirani filter).....	69
Slika 41. Složena ispitna stanica	69
Slika 42. Odnos jednostavne i optimalne mlaznice.....	71
Slika 43. Normalizirani parametri V , ρ i r za različite strujne funkcije.....	72

POPIS TABLICA

Tablica 1. Performanse tekućih goriva i oksidatora [7].....	34
Tablica 2. Fizikalne i kemijske karakteristike goriva i oksidatora [7]	35
Tablica 3. Parametri mlaznice za pojedini tlak u komori izgaranja [7].....	36
Tablica 4. Ulazni parametri raketnog motora [6]	36

POPIS OZNAKA

Oznaka	Jedinica	Opis
A_c	m^2	Površina poprečnog presjeka komore izgaranja
A_e	m^2	Površina poprečnog presjeka izlaznog mlaza
A_H	m^2	Površina preko koje se odvija prijenost topline, površina hlađenja
A_{H-I}	m^2	Površina poprečnog presjeka između komora izgaranja i hlađenja
A_{iB}	m^2	Površina poprečnog presjeka brizgaljke za gorivo
A_{iO_2}	m^2	Površina poprečnog presjeka brizgaljke za kisik
$A_{iO_2}^1$	m^2	Površina poprečnog presjeka jedne brizgaljke za kisik
A_0	m^2	Površina motora na koju utječe tlak okoliša
A_t	m^2	Površina poprečnog presjeka grla mlaznice
A_x	m^2	Površina proizvoljnog presjeka mlaznice
A^*	m^2	Površina kritičnog poprečnog presjeka mlaznice
a	Pa	Parametar tlaka
a_x	m/s	Brzina zvuka na proizvoljnom presjeku mlaznice
a^*	m/s	Brzina zvuka u kritičnom presjeku mlaznice
b	-	Koeficijent tlaka
C_F	-	Koeficijent potiska
C_w	-	Koeficijent masenog protoka
c	N/mm ²	Karakteristika opruge
c	Pa	Parametar tlaka
c_p	J/kgK	Specifični toplinski kapacitet pri konstantnom tlaku
c^*	-	Karakteristična brzina
D_c	m	Promjer komore izgaranja
D_e	m	Promjer izlaznog mlaza mlaznice
$D_{O_2}^1$	m	Promjer jedne brizgaljke kisika
D_t	m	Promjer grla mlaznice
D_u	m	Unutrašnji promjer opruge

D_1	m	Unutrašnji promjer komore hlađenja
D_2	m	Vanjski promjer komore hlađenja
d	m	Promjer materijala opruge
F	N	Potisna sila, sila u opruzi
f	m	Hod opruge
g	m/s^2	Ubrzanje Zemljine sile teže
I	N/kg	Impuls sile
I_T	N/s	Totalni impuls sile
k	-	Izentropski koeficijent
L_c	m	Dužina komore izgaranja
L_{opr}	m	Dužina opruge u statičkom položaju
L^*	m	Karakteristična dužina komore izgaranja
M	-	Molekularna masa
M_e	-	Machov broj na izlazu presjeka mlaznice
M_x	-	Machov broj na proizvoljnom presjeku mlaznice
m	-	Molekularna masa dimnih plinova
p	Pa	Tlak
p_a	Pa	Atmosferski tlak
p_{B1}	Pa	Okolišnji tlak kod kojeg će mlaznica biti pravilno proširena
p_c	Pa	Tlak u komori izgaranja
p_e	Pa	Tlak na izlaznom presjeku mlaznice
p_{in}	Pa	Ulazni tlak u mlaznicu
p_m	Pa	Tlak u izlaznom mlazu
p_{0c}	Pa	Totalni tlak u komori izgaranja
p_0	Pa	Tlak okoliša
p_0	Pa	Totalni tlak
p_{O_2}	Pa	Tlak kisika na ulazu u brizgaljku kisika
p_{out}	Pa	Tlak na izlazu iz mlaznice
p_t	Pa	Tlak u grlu mlaznice
p^*	Pa	Kritični tlak u grlu mlaznice
Q	J/s	Toplinski tok
q	J/m^2s	Specifični toplinski tok

R	-	Stehiometrijski omjer
R	J/kgK	Individualna plinska konstanta
$R_{I/W}$	-	Omjer specifičnog impulsa i ukupne mase vozila
R_m	J/mol K	Univerzalna plinska konstanta
R_1	m	Radijus zakrivljenosti na grlu mlaznice
R_t	m	Radijus zakrivljenosti grla mlaznice
S_x	m ²	Proizvoljna površina
S_o	m ²	Vanjska površina oplata raketnog motora
S_i	m ²	Unutarnja površina komore izgaranja
T_c	K	Temperatura komore izgaranja
T_{0c}	K	Totalna temperatura komore izgaranja
T_t	K	Temperatura u grlu mlaznice
T_x	K	Temperatura na proizvoljnom presjeku mlaznice
T^*	K	Temperatura u kritičnom presjeku
t	s	Vrijeme
t_w	m	Debljina stijenke komore izgaranja
V_c	m ³	Volumen komore izgaranja
V_e	m/s	Brzina na izlaznom presjeku mlaznice
V_e'	m/s	Korigirana brzina na izlaznom presjeku mlaznice
V_{ex}	m/s	Komponenta brzine na izlaznom presjeku mlaznice u x-smjeru
V_j	m/s	Efektivna brzina izlaznog mlaza
V_{0c}	m/s	Totalna brzina u komori izgaranja
V_{O_2}	m/s	Brzina kisika na ulazu u brizgaljku kisika
V_t	m/s	Brzina u grlu mlaznice
V_x	m/s	Brzina na proizvoljnom presjeku mlaznice
V_w	m/s	Brzina vode u komori hlađenja
V^*	m/s	Kritična brzina
W	kg/s	Ukupni maseni protok
W_B	kg/s	Maseni protok benzina
W_f	kg/s	Maseni protok goriva
W_O	kg/s	Maseni protok oksidatora
W_0	kg	Masa strukture rakete

W_{O_2}	kg/s	Maseni protok kisika
W_p	kg/s	Maseni protok pogonskog sredstva
W_p	kg	Masa pogonskog sredstva
W_{SP}	kg/s	Specifična potrošnja pogonskog sredstva
W_W	kg/s	Maseni protok vode kroz komoru hlađenja
x	m	Uzdužni pomak opruge
Z_t	$1 - p_e p_0^{k-1} k$	Faktor ekspanzije

Grčke oznake

α	°	Kut divergencije
λ	-	Korekcijski faktor za divergenciju konusa mlaznice
ρ	kg/m ³	Gustoća
ρ_e	kg/m ³	Gustoća fluida na izlaznom presjeku mlaznice
ρ_w	kg/m ³	Gustoća vode u komori hlađenja
σ	Pa	Dozvoljeno naprezanje na stijenci komore izgaranja
φ	-	Koeficijent brzine
ψ	kg/s	Normalizirana strujna funkcija

SAŽETAK

Predmet ovog rada je projektiranje raketnog motora s posebnim naglaskom na proces projektiranja nadzvučne mlaznice raketnog motora.

U radu je predstavljen proračunski model za projektiranje raketnih motora, ukazalo se na složenost metode te potrebu za brojnim empirijskim koeficijentima koji se dobivaju iz eksperimentalnih tabličnih podataka i grafikona. Isti model je uz upotrebu dopunskih empirijskih relacija primijenjen za proračun jednog malog raketnog motora koji je izrađen kroz studentski projekt „RM-1“. U nastavku je opisana problematika testiranja raketnih motora te izrada ispitne stanice, također u okviru studentskog projekta „RM-1“.

Na kraju je pokazana teoretska podloga za projektiranje nadzvučne mlaznice raketnog motora koja koristi analitički model raspodjele tlaka duž osi simetrije mlaznice uz pomoć funkcije tangensa hiperbolnog. Iako projektiranje nije dovršeno dane su smjernice za njegovo dovršenje.

Ključne riječi: Raketni motor, Ispitna stanica raketnog motora, Nadzvučna mlaznica raketnog motora, Nadzvučno strujanje, Hiperbolna funkcija

SUMMARY

The subject of this thesis is the design of a rocket motor with special attention to the design of the supersonic nozzle.

In this thesis a presentation of a calculation method for designing a rocket motor was given, emphasizing the complexity of the method and the need for empirical coefficients that are derived from experimental table data and graphic representations. The same model was used to design a small rocket motor with the aid of additional empirical equations. The rocket motor was build within a student project called „RM-1“. In the continuation of the work a problem of designing and building a rocket motor test bed was described and the construction of the test bed was presented, also within the same student project „RM-1“.

In the end a theoretical solution was given to the problem of designing a supersonic nozzle of the rocket motor that uses an analitical model of pressure distribution along the axis of simmetry of the nozzle using the function of hyperbolic tangens. Although the design was not finished a direction towards the solution was given.

Key words: Rocket motor, Rocket engine, Rocket motor test bed, Supersonic nozzle of the rocket motor, Supersonic flow, Hyperbolic function

1. UVOD

Raketni motor je nezaobilazna tehnologija kada se želi putovati ekstremnim brzinama u atmosferi, postići brzinu oslobađanja Zemljine gravitacije te za manevriranje u zrakopraznom prostoru svemira. Ova tehnologija je u svojoj osnovi jako jednostavna, ali za praktičnu upotrebu je izazov kojeg su se prihvatile samo najrazvijenije i najbogatije zemlje jer za sobom nosi niz tehnoloških i financijskih prepreka koje se trebaju savladati želi li se koristiti dobrobitima nadzvučnog i hiperzvučnog leta na siguran način. Raketni motori pogonili su rakete kojima su bivši Sovjetski savez te Sjedinjene Države postavili prve umjetne satelite u Zemljinu orbitu, poslali čovjeka na Mjesec te usmjerili sonde na Mars, Merkur, Veneru i ostale planete Sunčevog sustava, pa i dalje.

Kada se 2005.g. u sklopu Hrvatske udruge studenata zrakoplovstva krenulo u projekt izrade raketnog motora, želja i cilj tadašnjih studenata bio je izraditi učilo na kojem će studenti u praksi vidjeti primjer aeronautičke, tj. svemirske tehnologije kakva se koristi i na stvarnim izvedenim sustavima u današnjoj upotrebi u mjeri u kojoj će to dopuštati tehnička razvijenost dostupne tehnologije u Hrvatskoj.

Na području Hrvatske i zemalja bivše Jugoslavije postojalo je mnoštvo znanja i prakse s raketnim motorima pogonjenima krutim gorivima, no gotovo nepostojeća tehnologija je bila upotreba tekućih goriva i oksidatora za pogon, a upravo takva tehnologija je oslonac svakog ozbiljnijeg lansirnog sustava za današnje orbitalne letove. Tadašnji studenti Tomislav Škrlec, Ksenija Jerković i Danijel Drezga pokretači su projekta te su odlučili postaviti razvoj raketne platforme koja bi koristila tehnologiju tekućeg goriva.

Tokom rada na projektu naišli su na niz nepredviđenih organizacijskih, financijskih i tehnoloških poteškoća koje su usporavale razvoj projekta. Planirano trajanje projekta od oko godine dana je ubrzo premašeno te se projekt zaustavio kod nemogućnosti izrade otvora za ubrizgavanje kisika u komoru izgaranja zbog nedostatka adekvatne tehnologije. Tokom 2009.g. predložio sam idejno rješenje za spomenutu poteškoću i ona je ubrzo otklonjena te se projekt mogao nastaviti. Kako je kolega Škrlec diplomirao, a Ksenija i Danijel su također uskoro trebali diplomirati, vodstvo nad projektom je na sastanku udruge ponuđeno meni, te sam isto i prihvatio. Tokom mog vodstva, u razdoblju od 2009.g. do 2012.g. projekt je dovršen s tehnološke strane zahvaljujući upornom trudu i radu mnogih

studenata te pomoći mentora prof. dr. Branimira Matijaševića te brojnih drugih profesora, asistenata i tvrtki koje su nesebično izdvojili vrijeme i sredstva kako bi nam pomogli.

U ovom diplomskom radu izložit će se proces proračuna postojećeg raketnog motora po fazama te način na koji je projektirana ispitna stanica i prateća oprema za mjerenje potisne sile i temperature rashladnog sredstva. Kako je zbog jednostavnosti izrade i proračuna mlaznica raketnog motora izvedena kao jednostavna linearna, tj. njezino proširenje slijedi zakon pravca, ona ima određene strujne gubitke koji se mogu smanjiti preciznijim oblikovanjem geometrije poprečnog presjeka. Stoga je nastavak ovog rada proračun nove mlaznice koja ima minimalne strujne gubitke kako bi se maksimalno sačuvala koherentnost mlaza i osigurala maksimalna moguća potisna sila. Kako motor nije namijenjen da mijenja visinu (tj. nije namijenjen da pogoni raketu ili drugu vrstu vozila koje bi se kretalo u promijenjivom tlaku), već je namijenjen da bude postavljen na ispitnoj stanici na razini zemlje tada je poznat okolišnji tlak do kojeg treba ekspandirati mlaz, a to je približno 1 bar, što će biti uzeto u obzir kod proračuna.

U konačnici će se dati tehničko rješenje za materijal, tehnologiju izrade i način montaže nove mlaznice na postojeće rješenje raketnog motora koje zadovoljava minimalne ili nikakve potrebne tehničke preinake na motoru i popratnoj opremi.

Važno je razumjeti da su raketni motori pogonjeni tekućim gorivom znatno zahtjevniji i kompleksniji za izvedbu od motora na kruto gorivo. Dok se kod motora na kruto gorivo jednom zapaljena smjesa ne može više ugasiti niti regulirati (u želji za smanjenjem ili povećanjem potisne sile), kod motora na tekuće gorivo to je moguće. Također motori na tekuće gorivo mogu se ponovno upaliti nakon gašenja što nije slučaj kod motora na kruto gorivo koji gore dok ima goriva, nakon čega se gase i postaju neupotrebljivi. Za razliku od motora na kruto gorivo, motori na tekuće gorivo imaju veći specifični impuls jer je brzina istjecanja mlaza njihovih dimnih plinova veća. Zbog tih povoljnih mogućnosti regulacije, većeg potiska i ponovnog korištenja motori na tekuće gorivo su vrlo interesantni za upotrebu, ali nose sa sobom niz tehnoloških poteškoća koje se trebaju nadvladati da bi ih se koristilo. Prvenstveno se ovdje misli na regulaciju tlaka u komori izgaranja, proces raspršivanja te miješanja goriva i oksidatora. Najmanje fluktuacije tlaka u komori izgaranja mogu izazvati gašenje procesa izgaranja ili detonantno izgaranje koje može dovesti do gubitka kritičnog strujanja u grlu mlaznice (a time i smanjenje potisne sile), do gašenja

motora zbog zagušenja mlaza ili do krajnjeg slučaja koji je preopterećenje komore izgaranja koje vodi do pucanja stijenke i raspada motora. Oksidacijsko sredstvo kod motora na tekuće gorivo fizički je odvojeno od goriva, dok su kod krutih goriva čestice oksidatora pomiješane s česticama goriva u kompaktnu smjesu. S te strane regulacija se dodatno komplicira jer je potrebno regulirati ne samo gorivo već i oksidator koji može biti tekuć ili plinovit. Ako su gorivo i/ili oksidator pothlađeni potrebna je dodatna regulacija te dobra toplinska izolacija spremnika. Ako su spremnici pod tlakom (a često jesu), to predstavlja sigurnosni rizik od eksplozije. Da bi se to izbjeglo koriste se turbopumpe koje dižu tlak iz spremnika na potrebni tlak na ulazu u komore izgaranja, no zbog izrazito visokih potrebnih tlakova takve turbopumpe su kratkog vijeka trajanja zbog potrebe da rade na izrazito visokom broju okretaja (16000 - 30000) što uzrokuje probleme brtvljenja, kavitacije i brzog trošenja ležajeva. Takve turbopumpe zahtijevaju dodatne izvore napajanja, npr. drugu plinsku turbinu koja će pogoniti prvu koja je turbopumpa, a za nju treba dovesti plinove izgaranja koji će ju pogoniti i dodatnu regulaciju što značajno komplicira cijeli sustav [1].

Da bi raketni motor dugotrajno i sigurno radio stijenke komore izgaranja i mlaznice potrebno je hladiti, u protivnom dolazi do progaranja stijenke zbog visokih radnih temperatura. U praksi se za hlađenje koristi gorivo iz spremnika koje prije ulaska u komoru izgaranja hladi tu komoru preuzimajući na sebe toplinu. Kako je gorivo potrebno predgrijati da bi se bolje raspršilo i pomiješalo s oksidatorom ovdje je ostvarena povoljna dvostruka uloga rashladnog sustava jer ujedno hladi stijenke komore i mlaznice te grije gorivo. Međutim da bi ovakav sustav adekvatno radio i njega treba regulirati na način da se senzorima mjeri temperatura na pojedinim mjestima stijenki i goriva, te se prema njoj podešavaju pumpe koje cirkuliraju gorivo kako bi sustav u svakom trenutku bio u optimalnom režimu koji je siguran za ostvarenje pogonskih uvjeta.

Prema svemu dosad rečenom može se zaključiti kako je sustav raketnog motora na tekuće gorivo zahtjevna i komplicirana naprava za čiju uspješnu konstrukciju i izvedbu je potrebno znanje s raznih područja inženjerstva, od kemije, termodinamike i mehanike fluida do strojarске konstrukcije i poznavanja materijala.

U nastavku će detaljnije biti opisana problematika raketnih motora i sam izvedeni sustav te će se na kraju pokazati nova nadzvučna mlaznica s minimalnim strujnim gubitcima.

2. RAKETNI MOTORI I PROJEKTIRANJE MLAZNICA

2.1. Osnovni principi

Raketni motor je naprava koja osigurava potisnu silu isključivo tako što izbacuje materiju na jednom kraju, a potisak se ostvaruje u suprotnom smjeru od smjera izbacivanja materije poštujući zakon akcije i reakcije (III. Newtonov zakon). Stvaranje potiska dobiva se izbacivanjem materije pri visokim brzinama, što se može ostvariti na više načina:

- Mlaz električki nabijenih čestica (elektrona ili iona) formiran velikom razlikom u nabojima između određenih materijala kada su podvrgnuti utjecaju električne energije
- Mlaz plina koji nastaje grijanjem tekućine pomoću nuklearnog reaktora ili sličnog vrlo jakog i stabilnog izvora topline (mlaz plazme)
- Mlaz plina ili tekućine koja je podvrgnuta visokom pritisku u spremniku te izlazi u okoliš znatno manjeg pritiska (bez kemijske reakcije, samo na temelju razlike tlakova)
- Mlaz plina koji nastaje izgaranjem goriva i oksidatora u komori izgaranja (energija se oslobađa iz kemijske reakcije da se dobije razlika tlakova)

Zadnji slučaj predstavlja većinu svih ikad napravljenih raketnih motora i naziva se *kemijski raketni motor* te će sav daljnji tekst biti usmjeren ka opisivanju ovog tipa raketnih motora.

Takav kemijski raketni motor pretvara termokemijsku energiju pogonskog sredstva u kinetičku energiju izlaznog mlaza čije čestice napuštaju motor velikom brzinom. Pogonsko sredstvo je svaka tvar koja se troši u kemijskoj reakciji da bi se proizveli plinovi visokog tlaka, brzine i temperature. To je najčešće mješavina nekog goriva (ugljkovodičnog ili drugog) i oksidatora (najčešće kisik, ali može biti i neko drugo oksidirajuće sredstvo). Pretpostavka je da se izgaranje događa pri stehiometrijskim omjerima pojedinog goriva i oksidatora u komori izgaranja te da se može uzeti da je energija ostvarena u motoru ona koja bi se dobila iz kemijskih stehiometrijskih jednadžbi. Iako je ovo u većini slučajeva točna pretpostavka ona nije zadovoljena kod nepravilnog izgaranja, nepravilno podešenih uređaja za regulaciju i kod oštećenja motora ili sličnih uvjeta (kvarova) koji mogu dovesti do gubitka stehiometrijskog omjera.

Glavne prednosti raketnog motora spram drugih motora su sljedeće:

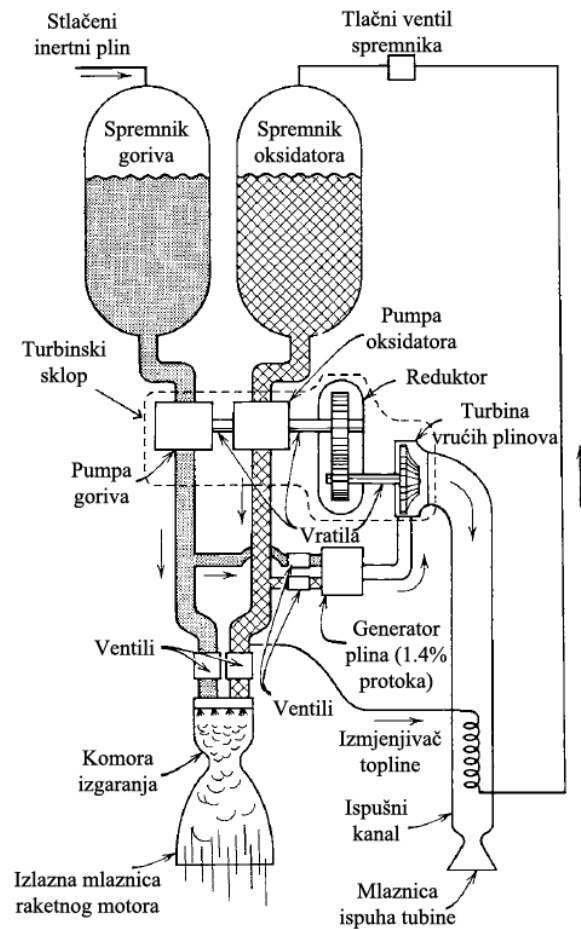
- Potisak je praktički neovisan o vanjskim uvjetima
- Motor nosi sav potreban oksidator sa sobom, te mu nije potreban kisik iz atmosfere da bi funkcionirao
- Može raditi i u vakuumu
- Potisna sila koja se može ostvariti značajno je veća od bilo koje druge poznate upotrebljive vrste motora
- Značajno stabilniji (probližno konstantan) potisak kada motor radi u stacionarnom režimu
- Izostanak unutrašnjeg otpora motora (otpor RAM efekta)

Da bi se dobila maksimalna sila potiska raketni motor je u svojoj osnovi tehnički izveden kao konvergetno-divergentna mlaznica (deLavalova mlaznica) i tada prva točka gore navedenog ovisi o jednom važnom čimbeniku, a to je da izlazni tlak u mlaznici bude nadkritičan kako bi se ostvarili kritični uvjeti u grlu mlaznice, tj. Machov broj 1, koji bi osiguravao nadzvučno strujanje u divergentnom dijelu mlaznice. Kada se to ostvari motor je praktički neovisan o vanjskom tlaku i može zadržati maksimalni maseni protok u širokom rasponu tlakova, pa čak i u vakuumu jer se informacija o promjeni tlaka ne može prenijeti uzvodno zbog nadzvučnog strujanja. Ovaj uvjet se ostvaruje izgaranjem u komori izgaranja čime se stvara visoki tlak u spremniku tako da tlak u izlaznom mlazu bude 1.7 MPa - 10.3 MPa (17 bar - 103 bar) [1]. Kako je vanjski okolišnji tlak 0.1 MPa (ili manje na većoj visini) ovaj uvjet je stoga zadovoljen.

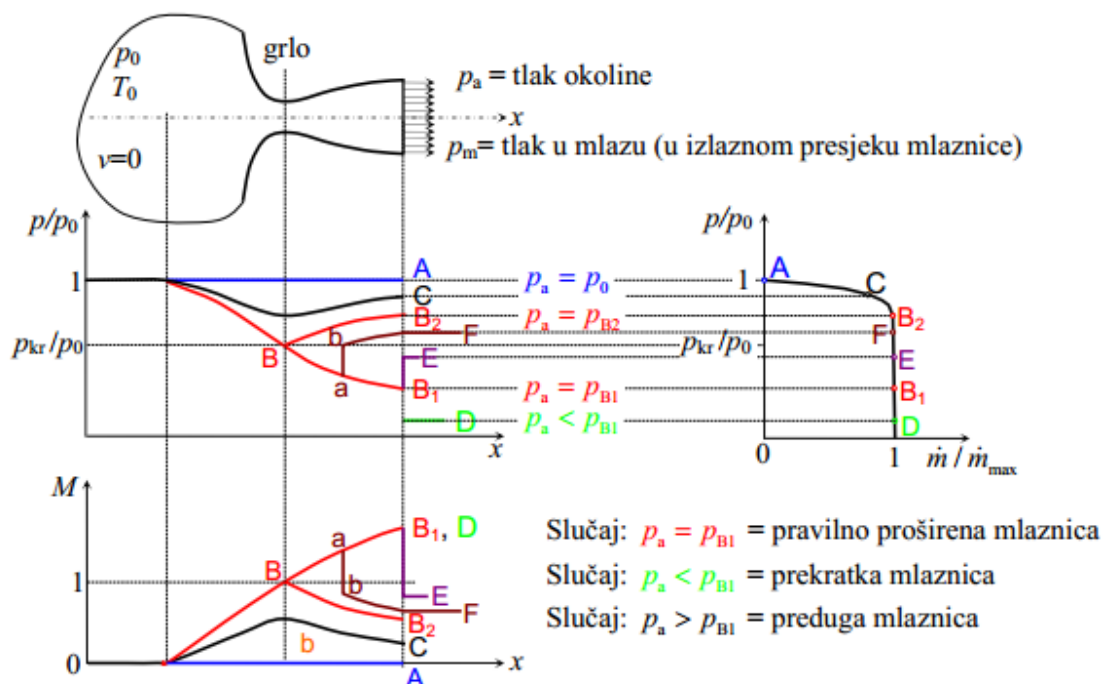
Jedan primjer kemijskog raketnog motora prikazan je na slici 1.

Na slici 2. [3] je slikovito prikazana raspodjela tlaka i machova broja za različite slučajeve rada konvergentno-divergentne mlaznice. Osnovne pretpostavke kod proračuna strujanja u mlaznicama su sljedeće:

- Strujanje je izentropsko, gubitci su zanemarivi
- Strujanje je adijabatsko (tok se u mlaznici zadržava vremenski jako kratko i pretpostavlja se da nema dovoljno vremena da se izmijeni značajna količina topline, prema [1] realno se izmijeni 2-3% ukupno proizvedene topline, što je



Slika 1. Shematski prikaz sustava raketnog motora [2]



Slika 2. Raspodjela tlaka i Machovog broja kroz konvergentno - divergentnu mlaznicu [3]

- dovoljno mala količina da se u sveukupnom procesu može zanemariti)
- Strujanje je neviskozno i stacionarno (nije promijenjivo u vremenu)
- Promjena poprečnog presjeka je postupna, nema naglih odvajanja, što znači da strujnice prate oblik mlaznice, ne dolazi do odvajanja strujanja (nema 3D strujanja)
- Iako u načelu dolazi do promjene poprečnog presjeka, što bi ukazivalo na dvodimenzijsko strujanje smatra se da su promjene veličina stanja u poprečnom smjeru zanemarive spram promjena u uzdužnom smjeru te se strujanje smatra jednodimenzijskim

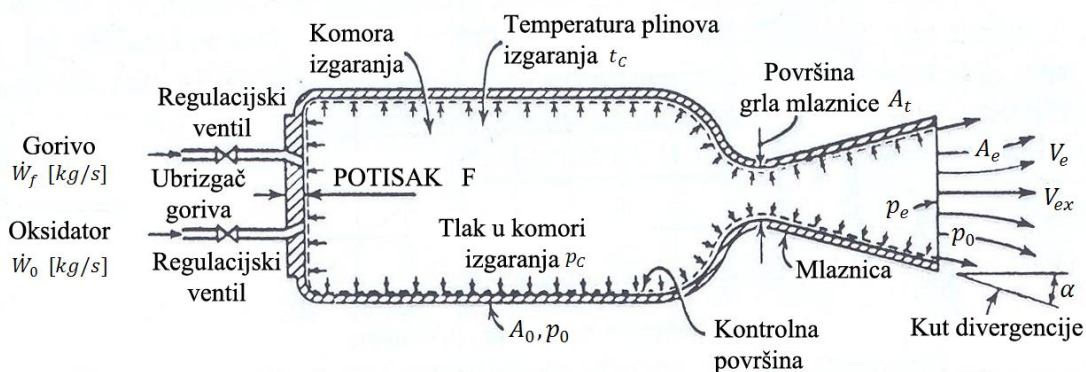
Sa slike 2. možemo vidjeti da je idealna mlaznica upravo ona koja je pravilno proširena i koja radi između točaka B-B1. Njezin protok je maksimalno moguć, strujanje u izlaznom mlazu je nadzvučno, a tlak u mlazu je jednak okolišnjem tlaku. S obzirom da raketni motori služe za pogon raketa ili zrakoplova koji mijenjaju visinu, mijenjat će se sukladno visini i okolišnji tlak. To znači da bi za svaki okolišnji tlak trebalo projektirati drugačiju mlaznicu koja će svojom dužinom i površinom izlaznog poprečnog presjeka odgovarati uvjetima za rad između točaka B-B1. To je dakako u praksi neizvedivo jer bi to značilo da bi u vakuumu (gdje je okolišnji tlak praktički nula), površina izlaznog poprečnog presjeka trebala težiti u beskonačno. U praksi se zato mlaznica projektira za neku visinu gdje će vladati neki okolišnji tlak koji će točno odgovarati uvjetima za postizanje optimalnog režima leta. Za svaki drugi tlak (za svaku drugu visinu), mlaznica će raditi u režimu između točaka B-D. Tlak u mlazu će biti p_{B1} (on je veći od tlaka okoline), a mlaz će naknadno ekspanzirati izvan mlaznice stvarajući kose ekspanzijske valove.

Naravno da gornje pretpostavke nisu ispunjene kod rada raketnih motora te će se provoditi korekcije pomoću koeficijenata ili korištenjem eksperimentalnih podataka kako bi se dobile točne vrijednosti parametara rada motora u slučajevima gdje je to potrebno, dok će na drugim mjestima pretpostavke dobro slijediti realno odvijanje procesa te korekcije neće biti potrebne.

2.2. Potisak raketnog motora

Slika 3. [1] shematski prikazuje kako raketni motor ostvaruje potisak. Sila potiska koju ostvaruje raketni motor rezultanta je tlačnih sila koje djeluju na raketni motor izvana i iznutra. Kako unutar motora izgara pogonsko sredstvo tako se unutarnji tlak povećava, najjači je u samom žarištu izgaranja, te se zatim smanjuje kako se tok dimnih plinova kreće

prema izlazu. S druge strane motora je okolišnji tlak koji je približno konstantan i u odnosu na tlak u motoru je značajno manji. Sila potiska sastavljena je samo od tlačnih sila u x -smjeru, dok sile u y -smjeru ne pridonose potisku.



Slika 3. Djelovanje sila na stijenke raketnog motora [1]

Oznake sa slike 3. su:

- W_f – Maseni protok goriva
- W_o – Maseni protok oksidatora
- A_o – Površina motora na koju utječe tlak okoliša (vanjska površina motora)
- A_t – Površina grla mlaznice (eng. „throat area“)
- A_e – Površina izlaznog presjeka mlaznice (eng. „exit area“)
- p_o – Tlak okoliša
- p_e – Tlak u izlaznom mlazu
- p_c – Tlak u komori izgaranja
- V_e – Brzina izlaznog mlaza
- V_{ex} – Brzina izlaznog mlaza u x -smjeru
- α – Kut divergencije
- T_c – Temperatura u komori izgaranja (temperatura izgaranja)
- F – Potisna sila

Potisna sile je sada izražena kao:

$$F = \int_{S_o} p \, dS_x + \int_{S_i} p \, dS_x \quad (1)$$

Za praktične potrebe potisna sila se ipak izračunava pomoću poznate jednadžbe iz

mehanike fluida koja govori o očuvanju impulsa sile:

$$F = \rho_e V_{ex}^2 A_e + p_e - p_0 A_e \quad (2)$$

Prema pretpostavkama izentropskog strujanja iz prethodnog poglavlja tok kroz mlaznicu je stacionaran te su tlak, gustoća i brzina konstantni na izlaznom presjeku mlaznice tokom strujanja, što omogućava da se iskoristi maseni protok kao: $W = g \rho_e A_e V_{ex}$ te uvrsti u jednadžbu (2) i dobije se:

$$F = \frac{W}{g} V_{ex} + p_e - p_0 A_e \quad (3)$$

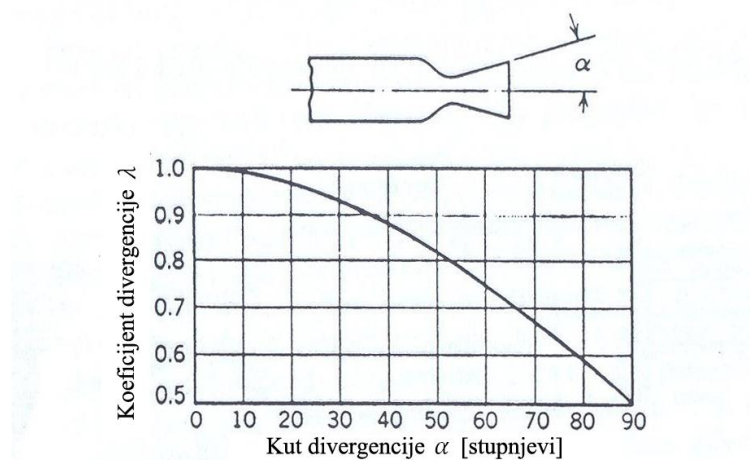
Kako bismo odredili komponentu V_{ex} uvest ćemo koeficijent λ kojeg nazivamo *koeficijent divergencije* i on ovisi o polu-kutu izlazne mlaznice α , kojeg nazovemo *kut divergencije*. Prema tome komponenta V_{ex} je:

$$V_{ex} = \lambda V_e \quad (4)$$

Prema [4], λ je:

$$\lambda = \frac{1 - \cos 2\alpha}{4(1 - \cos \alpha)} = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cos \alpha \quad (5)$$

Slika 4. prikazuje koeficijent divergencije u ovisnosti o polukutu mlaznice α . Sa slike se vidi da je koeficijent λ blizu jedinice za kuteve koji su u upotrebi u današnjim raketnim motorima ($12^\circ - 20^\circ$).



Slika 4. Odnos kuta divergencije i koeficijenta divergencije [1]

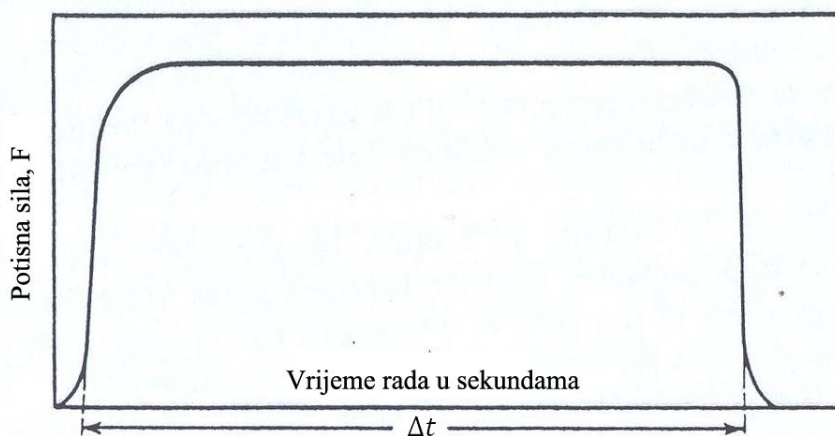
Kada uvrstimo jednadžbu (4) u jednadžbu (5) dobivamo:

$$F = \frac{W}{g} \lambda V_e + p_e - p_0 A_e \quad (6)$$

Iz jednadžbe (6) vidimo da tlak okoliša umanjuje potisnu silu koju motor može ostvariti, iz čega zaključujemo da će motor najviše potiska ostvarivati kada je $p_0=0$, tj. u vakuumu (svemiru). Također je važan utjecaj omjera A_e/A_t , što će biti objašnjeno kasnije. Iz jednadžbe (6) također zaključujemo kako se potisak F sastoji od dva dijela:

- Potisak od razlike tlaka $p_e - p_0 A_e$
- Potisak od brzine

Kako je vidljivo kut divergencije utječe samo na dio potiska od brzine. Kada se motor upali u stacionarnim uvjetima (nepromjenjiv okolišnji tlak), kao što je to predviđeno i za raketni motor RM-1 (što će biti pokazano kasnije), krivulja potisne sile izgledat će kao na slici 5.



Slika 5. Krivulja potiska raketnog motora u stacionarnim uvjetima [1]

Iz jednadžbe (6) može se izraziti brzina V_e te se jednadžba (7) može koristiti u eksperimentalnom radu za izračunavanje brzine u izlaznom mlazu jer se preostali parametri mogu dobro mjeriti ili izračunati. No ipak ovu jednadžbu se treba koristiti uz napomenu da se izlazni tlak u mlazu p_e vrlo teško može mjeriti, a ako se izračunava iz izentropskih relacija treba imati na umu da one vrijede uz pretpostavke navedene u poglavlju 2.1. U poglavlju 2.4 bit će pokazan točniji postupak izračuna ove brzine.

$$V_e = \frac{F - p_e - p_0 A_e}{\lambda W / g} \quad (7)$$

2.3. Kriteriji za ocjenu performansi raketnih motora

Cilj raketnog motora je proizvesti što veći potisak kroz što dulji vremenski interval (koji je u pravilu kratak i mjeri se u sekundama ili minutama), te kriteriji za ocjenjivanje performansi raketnih motora neće biti termički stupanj korisnosti (koji je u pravilu jako nizak) niti snaga koju motor razvija već potisna sila i vrijeme u kojem se ona može održati.

Time određujemo *specifični impuls* koji kaže da ako motor radi određeno vrijeme Δt , razvija potisak F i pritom potroši masu pogonskog sredstva W_p da će razviti specifični impuls I :

$$I = \frac{F\Delta t}{W_p} = \frac{F}{W} \quad (8)$$

Gdje je W prosječna vrijednost masenog protoka pogonskog sredstva (mješavine goriva i oksidatora) tokom rada motora.

U stvarnim raketnim motorima tok ipak nije izentropski, postoje toplinski gubitci kroz stijenku, izgaranje nije savršeno, postoji trenje i tlak nije konstantan već varira. Sve to uzrokuje gubitke tlaka koji uzrokuju smanjenje potisne sile F . Dobro dizajnirani raketni motor će imati stvarnu vrijednost specifičnog impulsa I u rasponu 0.92 - 0.98 proračunate vrijednosti [1].

Dodatno se definira i *totalni impuls* koji kaže da je za isto pogonsko sredstvo pri istom tlaku izgaranja totalna masa utrošenih pogonskih sredstava ovisna samo o umnošku $F\Delta t$, kako to prikazuje jednačba (9). To znači da je totalni impuls I_T jednak za motor koji ostvaruje veliki potisak u kratkom vremenu i motor koji ostvaruje mali potisak u dugom vremenskom razdoblju.

$$I_T = F\Delta t = W_p I \quad (9)$$

Već je spomenuto na kraju prethodnog poglavlja da se tlak u izlaznom mlazu p_e teško mjeri te se uvodi fiktivna brzina V_j koja se naziva *efektivna brzina izlaznog mlaza* koja je definirana jednačbom (10):

$$F = \frac{W}{g} V_j \quad (10)$$

Pomoću jednadžbe (10) lako je dobiti V_j iz eksperimentalnih podataka o potisku i masenom protoku pogonskih sredstava. Ako je mlaznica izvedena kao pravilno proširena tako da pruža potpunu ekspanziju do atmosferskog tlaka tada će V_j biti jednak V_{ex} i sada možemo iskoristiti jednadžbu (6) da izrazimo V_j :

$$V_j = \lambda V_e + \frac{g}{W} p_e - p_0 A_e \quad (11)$$

Brzina V_e će točnije biti određena u sljedećem poglavlju. Efektivna brzina izlaznog mlaza daje se izraziti pomoću specifičnog impulsa kako to prikazuje jednadžba (12) i obje te vrijednosti služe kao kriteriji za ocjenu učinkovitosti raketnih motora prilikom uspoređivanja podataka različitih laboratorija.

$$V_j = g \frac{F}{W} = gI \quad (12)$$

Specifična potrošnja pogonskog sredstva W_{SP} govori o tome koliko je potrebno utrošiti mješavine goriva i oksidatora da se dobije 1 specifični impuls:

$$W_{SP} = \frac{W_p}{\Delta t} \frac{1}{F} = \frac{W}{F} = \frac{1}{I} = \frac{g}{V_j} \quad (13)$$

Iako se maseni protok može dobro mjeriti današnjim protokomjerima u radu motora, u projektnoj fazi on se treba nekako izraziti te se u tu svrhu koriste veličine tlaka u komori izgaranja i površine poprečnog presjeka grla mlaznice uvođenjem *koeficijenta masenog protoka* C_w koji je dobiven eksperimentalnim mjerenjima. Tlak u komori izgaranja se može vrlo precizno mjeriti, dok je površina poprečnog presjeka projektna varijabla pa je ova metoda vrlo pouzdana. Jednadžba (14) povezuje ove veličine:

$$W = C_w p_c A_t \quad \text{tj.} \quad C_w = \frac{W}{p_c A_t} \quad (14)$$

Eksperimentalne vrijednosti za C_w u ovisnosti o p_c ovise o vrsti pogonskog sredstva te se za svaku kombinaciju goriva i oksidatora moraju zasebno navoditi (uobičajeno u obliku grafikona).

U provođenju eksperimentalnog mjerenja može se precizno mjeriti veličine F , p_c i A_t , pa se sukladno jednadžbi (14) može izraziti i potisak u obliku *koeficijenta potiska*:

$$F = C_F p_c A_t \quad \text{tj.} \quad C_F = \frac{F}{p_c A_t} \quad (15)$$

Kao i kod koeficijenta masenog protoka i ovdje se odnos koeficijenta potiska i tlaka u komori izgaranja eksperimentalno određuje za svaku kombinaciju goriva i oksidatora kako bi se dobile grafičke karakteristike. Takvi grafički prikazi predstavljaju osnovu projektiranja današnjih raketnih motora.

U nedostatku eksperimentalnih podataka koeficijent potiska se može izračunati iz termodinamičkih relacija do zadovoljavajuće točnosti, no to neće biti predmet ovog rada već će se kod projektiranja motora (mlaznice) koristiti postojeći eksperimentalni podatci iz dostupne literature.

Iz jednažbi (10), (12), (14) i (15) može se izraziti odnos koeficijenata potiska i masenog protoka te vidimo da je on jednak specifičnom impulsu.

$$F = WI = \frac{W_p}{\Delta t} I = C_w p_c A_t I = C_F p_c A_t \quad (15)$$

iz čega se dobije:

$$I = \frac{C_F}{C_w} \quad (16)$$

Karakteristična brzina je kriterij određen na sljedeći način:

$$c^* = \frac{V_j}{C_F} \quad (17)$$

Ovaj kriterij koristan je jer se može lako izračunati iz vrijednosti p_c, A_t, W_p i Δt , a njih je jednostavno mjeriti. Uz pomoć prethodnih relacija iz ovog poglavlja možemo zapisati karakterističnu brzinu na sljedeći način:

$$c^* = \frac{gI}{C_F} = \frac{g}{W} p_c A_t = \frac{g}{W_{sp} C_F} = \frac{g}{C_w} \quad (18)$$

Karakteristična brzina je mjera efektivnosti izgaranja pogonskih sredstava da se proizvedu plinovi visoke temperature i tlaka.

Zadnji kriterij ocjene raketnih motora je vezan na njihovu efektivnost kada su ugrađeni u vozilo. Ukupna poletna masa vozila koje je pogonjeno raketnim motorom uključuje nepromjenjivi dio mase W_0 (djelovi strukture, oplata, upravljački mehanizmi, korisni teret) te masa goriva i oksidatora W_p (masa pogonskog sredstva) koja se mijenja tokom leta.

Omjer impulsa i mase je kriterij koji ocjenjuje koliko je neki raketni sustav dobro projektiran i ocjenjuje se upotrebom ukupne mase prije samog polijetanja.

$$R_{I/W} = \frac{F\Delta t}{W_p + W_0} \quad (19)$$

Ovdje važnu ulogu igra gustoća pogonskog goriva i oksidatora jer izborom goriva veće gustoće može se utjecati na ovaj omjer tako da treba imati ovu činjenicu na umu ako se uspoređuju raketni sustavi s različitim pogonskim sredstvima. Ovaj kriterij neće biti bitan kod proračuna raketnog motora RM-1 jer motor nije namijenjen da pogoni vozilo. Teoretski bi se moglo uzeti u obzir masu ispitne stanice, no s praktične strane to nema smisla.

2.4. Parametri motora

Kako je već prije naglašeno zbog visokog tlaka u komori izgaranja tlak u grlu mlaznice je uvijek kritičan, tj. Machov broj je jednak 1, a sukladno tome mogu se postaviti relacije za odnose stanja u grlu mlaznice:

$$p_t = p^* = p_{0C} \frac{2}{k+1}^{k/k-1} \quad (20)$$

$$T_t = T^* = T_{0C} \frac{2}{k+1} \quad (21)$$

$$V_t = V^* = V_{0C} \frac{p_C}{p^*}^{1/k} \quad (22)$$

Gdje „*“ označava da se radi o kritičnim uvjetima (kritični uvjeti su kada je $Ma=1$), dodani index „0“ označava da se radi o totalnim veličinama. Ukoliko je Machov broj u komori izgaranja mali (a za praktične potrebe je mali jer se plinovi unutar komore gibaju relativno sporo pri visokom tlaku), tada je opravdano prema literaturi [1] zamijeniti statičke vrijednosti p_C , T_C , i V_C s totalnim vrijednostima.

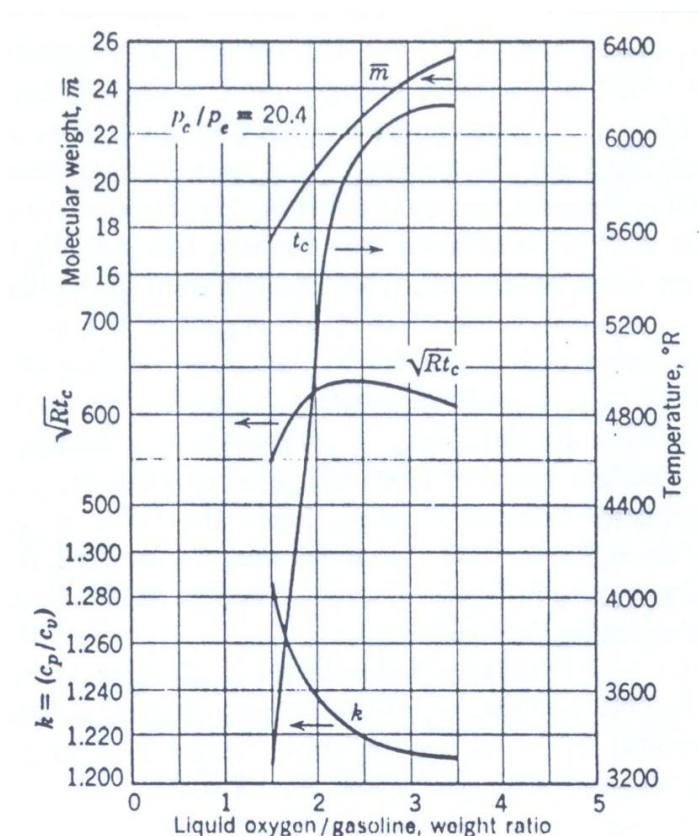
Nadalje vrijedit će:

$$V_t = a^* = \sqrt{kRT^*} = \sqrt{\frac{2gkRT_C}{k+1}} = 315.3 \frac{k}{k+1}^{1/2} \frac{T_C}{m}^{1/2} \quad (23)$$

Gdje su:

- m – molekularna masa dimnih plinova
- k – izentropski eksponent

S obzirom da je izgaranja u raketnom motoru izrazito temperaturno promjenjiv proces izentropski eksponent k mijenjat će se u ovisnosti o temperaturi te se ne može uzeti da je konstantan kod proračuna. Također ovisit će o korištenom pogonskom sredstvu.



Slika 6. Termodinamičke karakteristike pogonskog sredstva benzin-tekući kisik [1]

Svaka kombinacija pogonskog sredstva ima svoju ovisnost k o temperaturi, a na slici 6. se može vidjeti kombinacija za benzin/tekući kisik koja je najbliža za upotrebu za RM-1 s obzirom da on radi na kombinaciju benzin/plinoviti kisik.

Poznavajući parametre u grlu mlaznice možemo odrediti parametre u bilo kojem drugom traženom presjeku koristeći se pretpostavkama o izentropskom strujanju [1]:

$$\frac{V_x}{V_t} = \frac{V_x}{a^*} = \frac{k+1}{k-1} \left(1 - \frac{2}{k+1} \frac{p_x}{p^*} \right)^{k-1/k} \quad (24)$$

$$\frac{T_x}{T_t} = \frac{T_x}{T^*} = \frac{p_x}{p^*}^{k-1/k} \quad (25)$$

$$\frac{A_x}{A_t} = \frac{A_x}{A^*} = \frac{p^*}{p_x}^{1/k} \frac{a^*}{V_x} \quad (26)$$

Može se napisati numerički program koji bi koristio ove relacije i u petlji prolazio svaki presjek i računao vrijednosti, te se sumirajući može doći do ukupne slike strujanja kroz mlaznicu.

Da bi specifični impuls dosegao svoju maksimalnu vrijednost, tj. da bi potisna sila bila maksimalna potrebno je postići potpunu ekspanziju dimnih plinova u mlaznici tako da tlak na izlazu bude jednak okolišnjem. Da bi se to postiglo važno je pravilno dizajnirati odnos grla mlaznice i izlaznog presjeka, te se postavlja pitanje u kojem omjeru oni trebaju biti da bi taj uvjet bio zadovoljen.

Prema literaturi [1] taj odnos se izražava pomoću sljedeće relacije (dobiven pod pretpostavkom izentropskog strujanja):

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{A_e}{A^*} = \frac{\frac{2}{k+1} \frac{p_{0c}}{p_e}^{1/k}}{\frac{k+1}{k-1} \left(1 - \frac{p_{0c}}{p_e}\right)^{1-k/k} \frac{1}{2}} \quad (27)$$

Ako se uvede supstitucija:

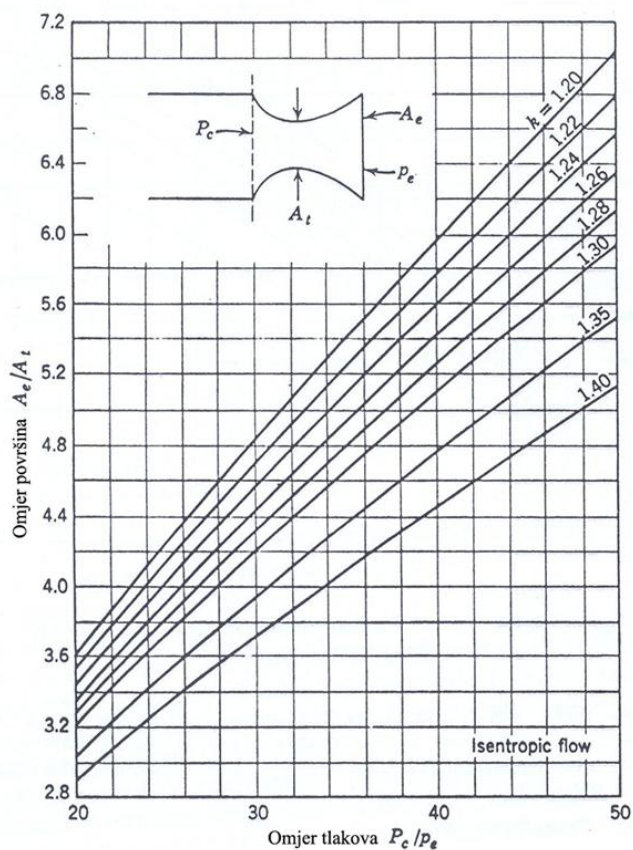
$$Z_t = 1 - \frac{p_{0c}}{p_e}^{1-k/k} \quad (28)$$

dobiva se novi oblik jednadžbe (27):

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{\frac{p_{0c}}{p_e}^{1/k}}{\frac{k+1}{2} \frac{k+1}{k-1} Z_t^{1/2}} \quad (29)$$

Vrijednosti za Z_t ovisne su o k i od korištenog pogonskog sredstva i mogu se naći u

tabličnom prikazu u tablici 17 u literaturi [5]. Vrijednosti $p_{0c}/p_e^{1/k}$ se mogu naći u tabličnom prikazu u tablici 20 u literaturi [1], dok su vrijednosti za $k+1 / k-1^{1/2}$ i $k+1 / 2^{1/k-1}$ prikazane u tablici 19 također u literaturi [1]. Tablice se ne navode u ovom radu jer su preopširne, a za pojedine djelove tablica napravljeni su dijagrami iz kojih se mogu očitavati vrijednosti sa zadovoljavajućom točnošću. Jedan takav dijagram prikazuje slika 7. Za svaku vrijednost omjera tlakova komore izgaranja i izlaznog mlaza postoji vrijednost omjera površina grla mlaznice i površine izlaznog mlaza za konstantni izentropski koeficijent k . Promjenom k mijenjaju se i ove vrijednosti što je također prikazano na dijagramu sa zasebnim krivuljama za svaki k .



Slika 7. Omjer površina mlaznice u ovisnosti o omjeru tlakova i k

Kada je $p_e = p_0$ ekspanzija je potpuna i kažemo da mlaznica ima *optimalni omjer površina* ili da radi s *omjerom površina za potpunu ekspanziju*.

Sada kad smo uveli parametar Z_t možemo odrediti izlaznu brzinu mlaza točnijom relacijom, koju zatim možemo upotrijebiti u jednadžbi (11).

$$V_e' = 315.3 \frac{T_{0c}}{m}^{1/2} \frac{k}{k-1} Z_t^{1/2} \quad (30)$$

Već je prije naglašeno da će zbog pretpostavki o izentropskom strujanju neke vrijednosti biti potrebno korigirati eksperimentalnim vrijednostima i empirijskim koeficijentima, pa je tako stvarna brzina V_e manja od proračunske za *brzinski koeficijent* φ :

$$V_e = \varphi V_e' \quad (31)$$

Brzinski koeficijent φ je uobičajeno između 0.9 i 1 i njegova vrijednost se može dobiti jedino eksperimentalno. Ukoliko nije moguće doći do eksperimentalnih podataka koristi se vrijednost $\varphi=0.95$.

Za ozbiljnije proračune gornje jednadžbe se mogu proširiti empirijskim izrazima i koeficijentima no zbog pojednostavljenja procesa proračuna koristit će se dosad spomenute relacije.

3. PROJEKT „RM-1“ - IZRADA RAKETNOG MOTORA I ISPITNE STANICE

Projekt RM-1 imao je za zadatak okupiti studente-entuzijaste u Hrvatskoj udruzi studenata zrakoplovstva (dalje u tekstu: HUSZ) na Fakultetu strojarstva i brodogradnje (dalje u tekstu: FSB) s ciljem izrade raketnog motora pogonjenog tekućim gorivom. Projekt je tekao u nekoliko faza:

1. Prikupljanje podataka i studija izvedivosti projekta unutar HUSZ-a i FSB-a s financijske, logističke i tehnološke strane
2. Projektiranje parametara motora i tehnologije izrade te izrada tehničke dokumentacije za izradu motora
3. Izrada motora
4. Projektiranje ispitne stanice i popratne opreme za ispitivanje raketnog motora
5. Izrada ispitne stanice
6. Ispitivanje pojedinih komponenti sustava
7. Ispitivanje motora

Za prvu, drugu i treću fazu projekta postoji tehnička dokumentacija koju su ostavili bivši studenti koji su radili na projektu te će ona biti iskorištena kao literatura u ovom radu, a preostale faze su direktno proizašle kao rezultat mog vodstva projekta te ću za njih koristiti vlastite materijale.

Nakon što se ustvrdilo da je projekt izvediv dobivanjem podrške vodstva FSB-a i voditelja tehničkih laboratorija, prikupljenim donacijskim sredstvima i dobivanjem podrške članstva udruge HUSZ, krenulo se u izradu projekta kroz fazu projektiranja parametara motora i tehnologije izrade.

3.1. Projektiranje raketnog motora

Projektiranje raketnog sustava počinje od samog motora tako što se odabiru ulazni parametri i performanse: potisak, vrsta goriva i oksidatora, omjer goriva i oksidatora i radni tlak komore izgaranja, te se prema tim podacima vrši dimenzioniranje komore izgaranja i mlaznice. Nakon toga vrši se odabir materijala i postupci za izradu [6].

Odabir parametara [6]:

Potisak: 222.5 N

Gorivo: Benzin

Oksidator: Plinoviti kisik

Radni tlak komore izgaranja: 3.45 MPa (34.5 bar, izveden od 500 psi)

Odabir parametara vršen je prema željenim svojstvima motora, prethodno proučenim projektima te prema literaturi [7]. Potisak je određen proizvoljno jer je želja bila imati mali eksperimentalni motor koji bi bio dovoljno siguran kako niti u jednom trenutku nebi bilo velikih količina goriva i oksidatora u komori izgaranja tako da se u slučaju tragičnih okolnosti minimizira nastala šteta.

Odabir pogonskog sredstva, odnosno adekvatnog goriva i oksidatora proveden je prema tablici 1. u kojoj je žutom bojom označeno odabrano polje. Može se vidjeti da je bilo moguće dobiti i veći specifični impuls odabirom tekućeg vodika i kisika kao pogonskog sredstva no to bi značajno zakompliciralo projekt zbog potrebe za pothlađivanjem vodika i kisika te je zaključeno kako je to izvan tehničke izvedivosti tima s tehnologijom na raspolaganju. Iako se moglo odabrati i neke druge kombinacije pogonskog sredstva kombinacija plinovitog kisika i benzina bila je najjednostavnija opcija jer su obje komponente lako dostupne na tržištu.

Tablica 1. Performanse tekućih goriva i oksidatora [7]

Pogonsko sredstvo [gorivo/oksidator]	Tlak izgaranja [MPa]	Stehiometrijski omjer R	Temperatura izgaranja [°C]	Specifični impuls I [sek]
Tekući kisik i benzin	2.07	2.5	3021	242
Plinoviti kisik i benzin	2.07	2.5	3172	261
Plinoviti kisik i benzin	3.45	2.5	3239	279
Tekući kisik i JP-4 (kerozin)	3.45	2.2	3249	255
Tekući kisik i metilni alkohol	2.07	1.25	2860	238
Plinoviti kisik i metilni alkohol	2.07	1.2	2882	248
Tekući kisik i vodik	3.45	3.5	2482	363
Nitritna kiselina i JP-4 (kerozin)	3.45	4.1	2843	238

U tablici 2. prikazane su karakteristike odabrane kombinacije goriva i oksidatora i vrijednosti za daljnji proračun.

Tablica 2. Fizikalne i kemijske karakteristike goriva i oksidatora [7]

Gorivo	Plinoviti kisik	Metilni alkohol	Benzin
Kemijska formula	O ₂	CH ₃ OH	C ₈ H ₁₈
Molekularna masa	32	34.04	114
Boja	bezbojan	bezbojan	bezbojan
Utjecaj na metale	nema	nema	nema
Zapaljivost	visoka	visoka	visoka
Toksičnost	nije toksičan	toksičan	blago toksičan
Gustoća	1.429 kg/m ³	791.8 kg/m ³	719.7 kg/m ³

S obzirom da je kisik plinovit njegova gustoća je uzeta za standardno stanje atmosfere (0 °C i 101325 Pa) i značajno će se mijenjati s promjenom tlaka te se može za različite tlakove izračunati pomoću jednadžbe stanja idealnog plina:

$$\rho_2 = \rho_1 \frac{p_2}{p_1} \frac{T_1}{T_2} \quad (32)$$

Gdje je stanje indeksom „1“ označeno početno stanje pri uvjetima standardne atmosfere, a indeksom „2“ novo proizvoljno stanje plina.

Korištenjem jednadžbi (20), (21) i (22) moguće je odrediti potrebne veličine stanja u grlu mlaznice poznavajući uvjete u komori izgaranja iz tablice 1. Nadalje, korištenjem jednadžbi (24), (25) i (29) uz uvođenje jednadžbe za Machov broj M:

$$M_x = \frac{V_x}{a_x} \quad (33)$$

Gdje su:

- M_x – Machov broj na proizvoljnom presjeku x mlaznice
- V_x – Brzina strujanja na proizvoljnom presjeku x mlaznice
- a_x – Brzina zvuka na proizvoljnom presjeku x mlaznice

moguće je izračunati veličine stanja na izlaznom presjeku e (eng. „exit area“), poznavajući prethodno izračunate veličine u grlu mlaznice za željeni radni tlak komore izgaranja i radnu temperaturu.

Rezultati za različite tlakove prikazani su u tablici 3. te je označen odabrani radni tlak komore izgaranja prema tablici 1. Prilikom izračuna ovih podataka korišten je povijesni podatak da je za plinoviti kisik i tekuće ugljikovodično gorivo izentropski eksponent k

približno jednak 1.2 i tlak okoliša od 101325 Pa.

Tablica 3. Parametri mlaznice za pojedini tlak u komori izgaranja [7]

p_c [MPa/bar]	M_e	A_e/A_t	T_e/T_c
0.67/6.7	1.95	1.79	0.725
1.38/13.8	2.33	2.74	0.65
2.07/20.7	2.55	3.65	0.606
2.76/27.6	2.73	4.6	0.574
3.45/35.5	2.83	5.28	0.55

3.1.1. Proračun raketnog motora

U tablici 4 vidimo ulazne parametre motora. Treba naglasiti da su tlak u komori izgaranja i temperatura izgaranja preračunati iz anglosaksonskih jedinica psi i °F te da je moguće uočiti određena odstupanja zbog preračunavanja.

Tablica 4. Ulazni parametri raketnog motora [6]

Tlak u komori izgaranja	Potisak	Pogonsko sredstvo	Temperatura izgaranja	Specifični impuls	Stehiometrijski omjer R
451534.8 Pa	222.5 N	Benzin + O _{2g}	3238.9 °C	279 sek	2.5

Protok pogonskih sredstava:

Prema jednadžbi (8) računamo protok ukupnog pogonskog sredstva (gorivo + oksidator):

$$W = \frac{F}{I} = 0.08119 \text{ [kg/s]}$$

Korištenjem stehiometrijskog omjera R dolazimo do protoka kisika:

$$W_{O_2} = \frac{WR}{R+1} = 0.05806 \text{ [kg/s]} \quad (34)$$

i do protoka benzina:

$$W_B = \frac{W}{R+1} = 0.02318 \text{ [kg/s]} \quad (35)$$

Komora izgaranja i mlaznica:

Temperaturu u grlu mlaznice dobit ćemo korištenjem jednadžbe (21) za uvjete kada je $k=1.2$ prema [7] i pod pretpostavkom malenog Machovog broja u komori izgaranja, te se može uzeti da su statička i totalna temperatura približno jednake prema [1]:

$$T_t = T_{0c} \frac{2}{k+1} = 0.909 \cdot T_c = 2919.4 \text{ °C}$$

Za tlak u grlu mlaznice koristit ćemo relaciju (20) pod istim pretpostavkama kao i za prethodni slučaj:

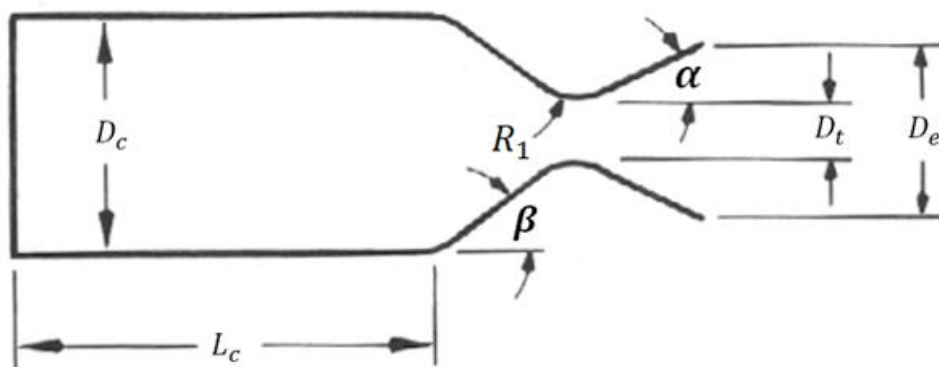
$$p_t = p_{0c} \frac{2}{k+1}^{k/k-1} = 0.564 p_c = 198265.63 \text{ Pa}$$

Za temperaturu u izlaznom mlazu koristit ćemo podatak iz tablice 3:

$$\frac{T_e}{T_c} = 0.55$$

iz čega slijedi:

$$T_e = 0.55 \cdot T_c = 1773.4 \text{ °C}$$



Slika 8. Shematski prikaz projektnih veličina komore izgaranja i mlaznice [7]

Da bismo dobili promjer grla mlaznice D_t potrebno je izračunati površinu poprečnog presjeka grla mlaznice A_t , što možemo napraviti koristeći jednadžbu (36) prema [7] i [6].

$$A_t = \frac{W}{p_t \frac{R \cdot T_t}{k \cdot g}} \quad (36)$$

Gdje su:

- R – Plinska konstanta smjese goriva i oksidatora

- g - Gravitacijska konstanta

Prema poznatoj termodinamičkoj relaciji možemo dobiti plinsku konstantu smjese:

$$R = \frac{R_m}{M} = 346.41 \text{ J/kgK}$$

Gdje su:

- R_m - Univerzalna plinska konstanta $R_m = 8314 \text{ J/kgK}$
- M - Molekularna masa smjese goriva i oksidatora, $M \approx 24$

iz čega slijedi:

$$A_t = \frac{W}{p_t \frac{R \cdot T_t}{k \cdot g}} = 38.71 \text{ mm}^2$$

iz čega se dobije traženi D_t :

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} = 6.858 \text{ mm}$$

Da bismo dobili promjer izlaznog presjeka mlaznice potrebno je izračunati površinu poprečnog presjeka izlaznog mlaza A_e , što možemo napraviti korištenjem već spomenute jednadžbe (29) ili iz već izračunatih podataka iz tablice 3.

$$A_e = A_t \cdot \frac{\frac{p_{0c}}{p_e}^{1/k}}{\frac{k+1}{2}^{1/k-1} \frac{k+1}{k-1} Z_t^{1/2}} = A_t \cdot 5.28 = 203.9 \text{ mm}^2$$

Iz čega se dobije traženi promjer izlaznog presjeka mlaznice D_e :

$$D_e = \sqrt{\frac{4A_e}{\pi}} = 16.002 \text{ mm}$$

Grlo mlaznice ne smije biti izvedeno kao oštri prijelaz jer će to uzrokovati strujne gubitke i slika strujanja će biti narušena tako da više neće vrijediti pretpostavka o jednodimenzijском strujanju i strujnice neće više lijepo slijediti konturu mlaznice. Da bi se to izbjeglo potrebno je ostvariti postupan prijelaz iz konvergentnog u divergentni dio preko

polumjera zakrivljenosti na grlu mlaznice R_1 koji se računa na sljedeći način [6 i 7]:

$$R_1 = 1.5 \cdot R_t \quad (37)$$

$$R_t = \frac{D_t}{2} \quad (38)$$

Gdje su:

- R_1 – Polumjer zakrivljenosti na grlu mlaznice
- R_t – Polumjer zakrivljenosti grla mlaznice

Sada su:

$$R_t = \frac{D_t}{2} = 3.429 \text{ mm} \quad \text{i} \quad R_1 = 1.5 \cdot R_t = 5.08 \text{ mm}$$

Karakteristična duljina komore izgaranja L^* iskustvena je veličina i služi za određivanje stvarne duljine komore izgaranja. Govori o tome koliko je potrebno duljine kako bi se pomiješali gorivo i oksidator, potpuno izgorili te formirali dimne plinove koji se kreću prema mlaznici. Prema [7] za kombinaciju plinovitog kisika i benzina vrijednost L^* bira se u rasponu od 1270 do 2540 mm. U izostanku bolje smjernice odabrana je srednja vrijednost od 1905 mm.

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} = 1905 \text{ mm} \quad (39)$$

Gdje je:

- V_c – Volumen komore izgaranja

Korištenjem (39) možemo izračunati V_c :

$$V_c = L^* \cdot A_t = 73740 \text{ mm}^3$$

Kako bismo došli do promjera komore izgaranja D_c koji je potreban za izradu motora trebamo prvo izračunati površinu poprečnog presjeka komore izgaranja A_c . Stoga se volumen komore izgaranja možemo izraziti i na sljedeći način:

$$V_c = A_c L_c + \text{konvergentni dio mlaznice} \quad (40)$$

Gdje su:

- A_c – Površina poprečnog presjeka komore izgaranja

- L_c - Stvarna dužina komore izgaranja

Prema literaturi [7] kod malih raketnih motora konvergentni dio mlaznice iznosi oko 10% ukupnog volumena komore izgaranja, te se može pisati:

$$V_c = 1.1(A_c L_c) \quad (41)$$

Omjer površine poprečnog presjeka komore izgaranja spram površine poprečnog presjeka u grlu mlaznice se može izraziti na sljedeći način [6]:

$$\frac{A_c}{A_t} = 8 \cdot D_t^{-0.6} + 1.25 \quad (42)$$

iz čega se dobije:

$$\frac{A_c}{A_t} = 11.28 \quad \text{odnosno} \quad A_c = 432.3 \text{ mm}^2$$

Iz čega možemo izračunati traženi promjer komore izgaranja D_c :

$$D_c = \sqrt{\frac{4A_c}{\pi}} = 23.46 \text{ mm}$$

Empirijski podatci iz [7] predlažu da omjer D_c / D_t bude između 3 i 5 kako bi motor dobro radio, pa provjerimo sada taj omjer za ovaj slučaj:

$$\frac{D_c}{D_t} = \frac{23.46}{6.858} = 3.42$$

Čime je pokazano da je ovaj uvjet zadovoljen.

Iz (41) sada slijedi stvarna dužina komore izgaranja L_c :

$$L_c = \frac{V_c}{1.1A_c} = 154.9 \text{ mm}$$

Stijenka komore izgaranja treba imati dovoljnu debljinu da može izdržati naprezanja zbog razlike tlakova, omogućiti zavarivanje ili drugu vrstu prihvata komore hlađenja i omogućiti adekvatan prijenos topline. Za određivanje debljine stijenke koristi se empirijska jednadžba iz [7]:

$$\sigma = \frac{p_c D_c}{2t_w} \quad (43)$$

Gdje su:

- σ - Dozvoljeno naprezanje na stijenci komore izgaranja, uzeto kao 55.15MPa prema [7]
- t_w - Debljina stijenke komore izgaranja (eng. „wall tickness“)

Iz koje izražavamo traženu veličinu:

$$t_w = \frac{p_c D_c}{2\sigma} = 0.71 \text{ mm}$$

Koja je procijenjena kao premala vrijednost, te se uz faktor sigurnosti od 3,5 dobila nova vrijednost:

$$t_w = S \cdot t_w = 3.5 \cdot 0.71 = 2.485 \approx 2.5 \text{ mm}$$

Ubrizgač goriva (brizgaljka goriva):

Da bi dobili potreban promjer brizgaljke za gorivo koristit ćemo se sljedećem relacijom za izračun površine poprečnog presjeka otvora brizgaljke za gorivo [6,7]:

$$A_{iB} = \frac{W_B}{C_w \sqrt{2g\rho_B \Delta p}} \quad (44)$$

Gdje su:

- A_{iB} - Površina poprečnog presjeka brizgaljke za gorivo (eng. „injector“)
- W_B - Maseni protok goriva (benzina) prema jednadžbi (35)
- C_w - Koeficijent masenog protoka prema jednadžbi (14), iz empirijskih podataka prema [7] vrijednost mu varira za dobro oblikovani otvor između 0.5 - 0.7
- g - Gravitacijska konstanta
- ρ_B - Gustoća benzina prema tablici 2.
- Δp - Pad tlaka kroz brizgaljku, prema [7] varira između 0.482 MPa i 1.034 MPa, uzeta vrijednost od 0.6895 MPa

Površina poprečnog presjeka brizgaljke goriva je:

$$A_{iB} = 0.08797 \text{ mm}^2$$

te je potreban promjer:

$$D_c = \frac{4A_{iB}}{\pi} = 0.34798 \text{ mm}$$

Ubrizgač kisika (brizgaljka kisika):

U ovom slučaju također pretpostavljamo pad tlaka kroz brizgaljku Δp od 0.6895 MPa. Ako želimo postići da nam kisik ulazi u komoru izgaranja s tlakom od 3.45 MPa tada moramo povećati ulazni tlak koji dovodimo iz spremnika za vrijednost pada tlaka. Ovo također moramo napraviti i za benzin, no za proračun nam ta činjenica nije bila bitna jer smatramo da je benzin konstantne gustoće, dok će se ovdje gustoća kisika značajno promijeniti ako mu podignemo tlak.

Stoga je tlak na ulazu u brizgaljku: $p_{O_2} = p_c + \Delta p = 4.137 \text{ MPa}$

Iz jednadžbe (32) stanja savršenog plina možemo izračunati gustoću kisika na ulazu u brizgaljku:

$$\rho_2 = \rho_1 \frac{p_2}{p_1} \frac{T_1}{T_2} = 54.142 \text{ kg/m}^3$$

Brzina u brizgaljci ne smije prijeći brzinu zvuka jer će inače doći do značajnog porasta otpora strujanja i bit će potreban dodatni tlak da pogoni protok (što se može dogoditi ako su otvori premaleni). Stoga se preporuča da brzina u brizgaljci V_{O_2} ne prelazi 61 m/s.

S ovim podacima možemo iskoristiti poznatu jednadžbu kontinuiteta da izračunamo potrebnu površinu poprečnog presjeka:

$$A_{iO_2} = \frac{W_{O_2}}{\rho_2 V_{O_2}} \quad (45)$$

Gdje su:

- A_{iO_2} - Površina poprečnog presjeka brizgaljke za kisik
- W_{O_2} - Maseni protok kisika prema jednadžbi (34)
- ρ_2 - Gustoća kisika pri 4.137 MPa
- V_{O_2} - Brzina kisika na ulazu u brizgaljku

Površina poprečnog presjeka brizgaljke goriva je:

$$A_{iO_2}=0.1161 \text{ mm}^2$$

Radi dobivanja što boljeg miješanja goriva i oksidatora u komori izgaranja odabire se 4 brizgaljke umjesto jedne. Tada je potrebna površina jedna brizgaljke:

$$A_{iO_2}^1=A_{iO_2}/4=0.0203 \text{ mm}^2$$

te je potreban promjer jedne brizgaljke:

$$D_{O_2}^1 = \frac{\sqrt{4A_{iO_2}^1}}{\pi} = 0.1905 \text{ mm}$$

Protok rashladnog sredstva:

Rashladno sredstvo je zbog dostupnosti i jednostavnosti upotrebe odabrano kao voda i to voda iz gradskog vodovoda. Kako će kasnije biti pokazano to je zamijenjeno recirkulacijskim sustavom hlađenja s izmjenjivačem topline.

Potrebni protok vode možemo odrediti poznavajući toplinu koja se oslobađa tokom rada motora prema jednadžbi:

$$Q=W_w c_p \Delta T=q \cdot A_H \quad (46)$$

Gdje su:

- Q – Toplina koja prolazi stijenku komore izgaranja, prema [1] to je između 2 i 3 % ukupno proizvedene topline iz kemijske reakcije i ona se smatra gubitkom te je poželjno da je što manja
- W_w – Maseni protok vode za hlađenje
- c_p – Toplinski kapacitet vode
- ΔT – Željena razlika ulazne i izlazne temperature vode, proizvoljna je veličina te će se uzeti vrijednost 22.22 stupnjeva celzijusa
- q – Specifična izmjenjena toplina
- A_H – Površina preko koje se odvija prijenost topline, površina hlađenja

Iz eksperimentalnih podataka dobivena je prosječna specifična količina topline koja se izmijeni tokom rada sličnih motora:

$$q=4\,906\,019 \text{ J/m}^2\text{s}$$

Površinu preko koje se odvija prijenos topline možemo izračunati na sljedeći način:

$$A_H = D_c + 2 \cdot t_w \cdot L_c \cdot \pi + \text{površina konvergentnog dijela mlaznice} \quad (47)$$

Površina konvergentnog dijela mlaznice iznosi 10% ukupne površine na kojoj se izmjenjuje toplina kod malih raketnih motora [7], te prema tome:

$$A_H = 1.1 \cdot D_c + 2 \cdot t_w \cdot L_c \cdot \pi = 50.39 \text{ mm}^2$$

Iz ovih podataka pomoću jednadžbe (46) dobivamo da je potrební masení protok vode:

$$W_w = \frac{q \cdot A_H}{c_p \cdot \Delta T} = 0.00265 \text{ kg/s}$$

Što je različito od vrijednosti dobivene u literaturi [6] gdje je dobiven potreban protok od 0.7 kg/s. To se može objasniti detaljnim uvidom u način preračunavanja anglosaskonskih jedinica u SI sustav. Greška je nastala jer se tokom preračunavanja unutar anglosaksonskih jedinica zaboravilo korigirati inče u stope. Ova greška ne utječe znatno na izvedbu sustava, što će biti pokazano u odjeljku konstruiranja sustava za hlađanje na ispitnoj stanici, ali je sustav zbog nje napravljen višestruko sigurnijim nego što je potrebno. Međutim tim je za daljnji tijek proračuna koristio (sada očito) krive vrijednosti.

Komora hlađenja:

Kako bi se postiglo dobro hlađenja brzina protoka kroz komoru hlađenja treba biti minimalno 9.12 m/s [7]. Korištenjem jednadžbe kontinuiteta možemo dobiti potrebnu površinu poprečnog presjeka između komore izgaranja i komore hlađenja:

$$A_{H-I} = \frac{W_w}{\rho_w V_w} \quad (47)$$

Gdje su:

- A_{H-I} – Površina poprečnog presjeka između komora izgaranja i hlađenja
- ρ_w – Gustoća vode, uzeta kao konstantna, 1000 kg/m³
- V_w – Brzina vode u kanalu između dvije komore, minimalno 9.12 m/s

Također možemo površinu izraziti preko dva polumjera:

$$A_{H-I} = \frac{\pi}{4} D_2^2 - D_1^2 \quad (48)$$

Gdje su:

- D_1 - Vanjski polumjer komore izgaranja, $D_1 = D_c + 2 \cdot t_w$
- D_2 - Unutrašnji polumjer komore hlađenja

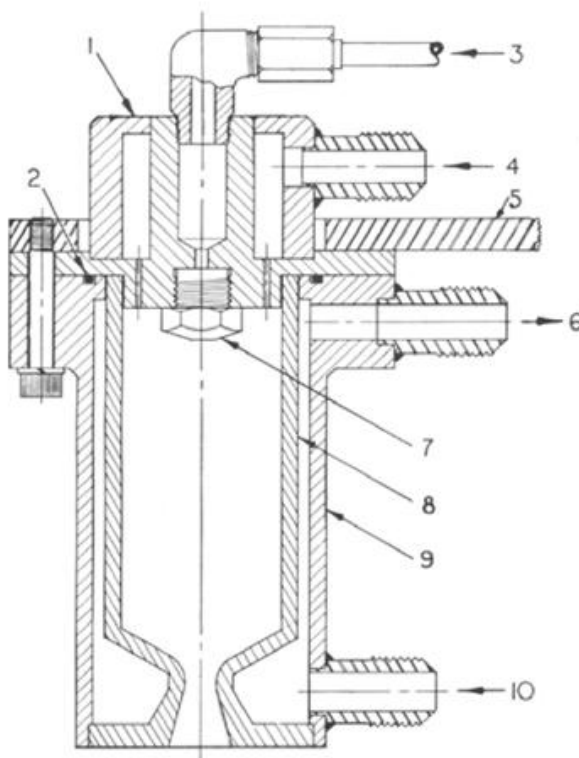
Supstituirajući jednačbe (47) i (48) možemo napisati:

$$D_2 = \sqrt{\frac{4W_w}{V_w \rho_w \pi}} + D_1^2 = 0.0277 \text{ m} \quad (49)$$

Ovime je proračun završen jer su dobivene sve potrebne mjere za izradu motora.

Napomena: prilikom provjere unutraške vrijednosti dobivenih ovim proračunom moguće je uočiti određena odstupanja u vrijednostima. To je stoga što su prilikom proračuna često miješane anglosaksonske i SI mjerne jedinice te je zbog stalnih preračunavanja nezaobilazno došlo do zaokruživanja čime se unijela određena greška u proračun, no s praktične strane izvedbe motora ona je reda veličine greške kod izrade te će se smatrati zanemarivom. Anglosaksonske mjerne jedinice korištene su zbog dostupnosti u literaturi, a u ovom radu su sve preračunate u SI mjerne jedinice.

3.1.2. Izrada raketnog motora RM-1



Slika 9. Sklopni crtež raketnog motora [6]

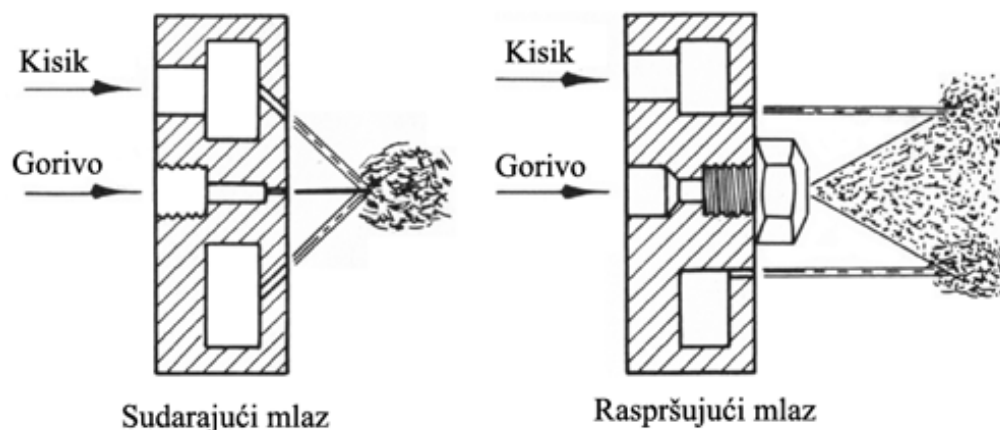
Oznake na slici 9. su:

- | | |
|-------------------------------------|-------------------------------|
| 1. Poklopac za dovod oksidatora | 6. Izlaz sredstva za hlađenje |
| 2. Brtva | 7. Brizgaljka za gorivo |
| 3. Ulaz za dovod goriva | 8. Komora za izgaranja |
| 4. Ulaz za dovod oksidatora | 9. Komora za hlađenje |
| 5. Priključak motora na probni stol | 10. Ulaz sredstva za hlađenje |

Najosjetljiviji dio svakog raketnog motora je komora izgaranja jer u njoj vladaju vrlo visoki tlakovi i temperature. Kako bi se osigurala visoka toplinska provodnost ona mora biti od materijala koji je sposoban brzo prenijeti veliku količinu topline na rashladno sredstvo, a pritom očuvati svoju čvrstoću i na povišenim temperaturama. Bakar je materijal koji se najčešće koristi za izradu komora izgaranja malih raketnih motora zbog svoje velike toplinske provodnosti. Međutim zbog niske čvrstoće čisti bakar je nepovoljan za upotrebu jer bi ga visoki tlakovi brzo razorili te je potrebno koristiti neke od njegovih legura. Odabrana legura za ovaj raketni motor je trgovačkog naziva „Elbrodur“, a radi se o bakru legiranom s kromom i cirkonijem. Povećane je čvrstoće i tvrdoće, a toplinska provodnost

mu je minimalno narušena. Od istog materijala izrađen je i razvodnik goriva i kisika u kojem su brizgaljke goriva i kisika.

U komoru izgaranja se dovode gorivo i oksidator putem brizgaljki. Dvije su moguće izvedbe brizgaljki za male raketne motore: obični provrti ili raspršivačke mlaznice. Oba slučaja prikazana su na slici 10.



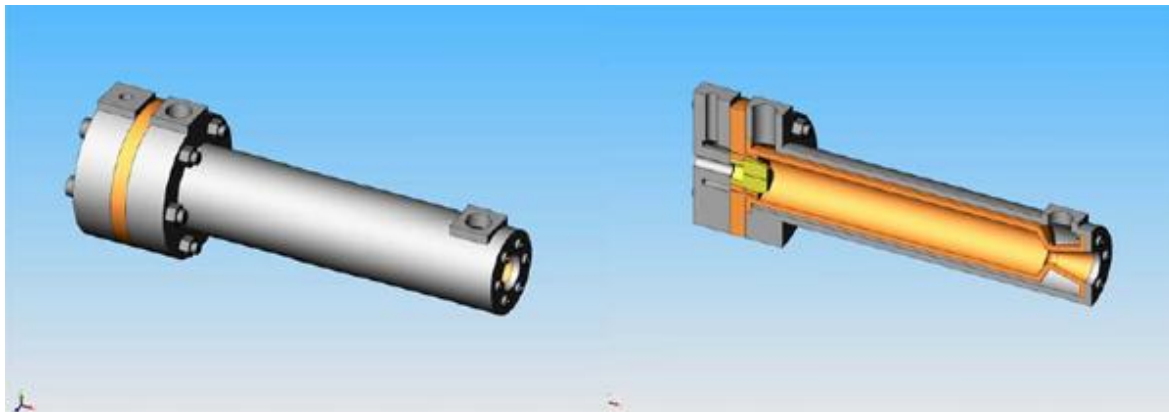
Slika 10. Vrste brizgaljki [7]

U prvo slučaju na lijevoj slici i gorivo i kisik se dovode običnim provrtima. Miješanje gorive smjese je u ovom slučaju najlošije. Na slici desno za gorivo se koristi raspršujuća mlaznica, dok se za kisik i dalje koriste obični provrti. Treći slučaj koji nije prikazan je kada se i za kisik i za gorivo koriste raspršujuće mlaznice no zbog nedostatka mjesta za ugradnju takva se izvedba ne koristi jer niti ne pruža značajno bolje raspršivanje od slučaja kada se samo za gorivo koriste raspršujuća mlaznica, a kisik se i dalje dovodi običnim provrtima. S obzirom na sve rečeno u konstrukciji ovog motora za gorivo je odabrana raspršujuća mlaznica tvrtke „Danfos“, sa odgovarajućim promjerom prema proračunu i kutem raspršivanja od 60 °, dok su za kisik odabrani obični provrti.

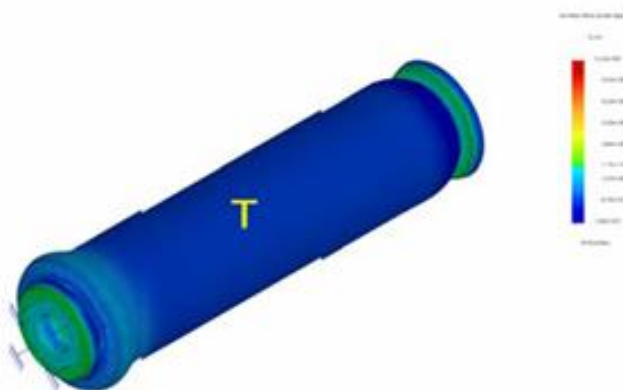
Za materijal komore hlađenja odabran je nehrđajući čelik AISI 316 (DIN: W. Nr. 1.4401, ili Č4573, tj. Prokron 12), a isti materijal koristi se i za poklopac motora koji zatvara razvodnik goriva i oksidatora. Spajanje poklopca, razvodnika goriva, komore izgaranja i komore hlađenja izvodi se pomoću vijčanih spojeva. Tehnologija izrade komore izgaranja je obrada odvajanjem čestica, a istom tehnologijom izrađeni su i razvodnik goriva i oksidatora, izlazna mlaznica te poklopac i komora hlađenja.

Prije izrade motor je modeliran u programskom paketu Catia V5R14 te podvrgnut analizi

naprezanja. Rezultati ovog rada prikazani su na slikama 11 i 12 iz čega se zaključilo da su radijalna naprezanja u blizini izlazne mlaznice previsoka te da je potrebno preinačiti konstrukciju.



Slika 11. Prva izvedba raketnog motora [6]



Slika 12. Naprezanja u komori izgaranja raketnog motora [6]

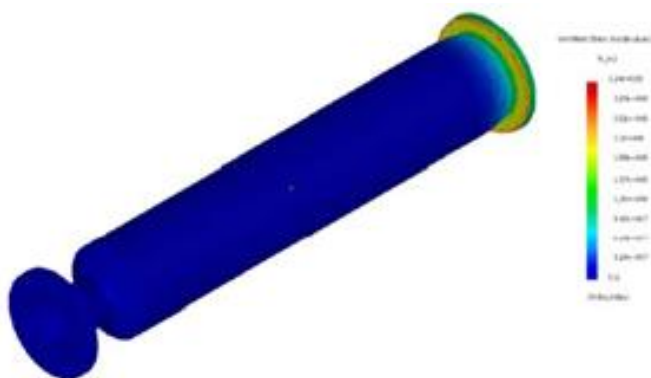
Nakon nekoliko preinaka u konstrukcijskoj izvedbi motora došlo se do zadnje varijante motora koja se pokazala izdržljivom na naprezanja i pogodnom za proizvodnju. Kako bi se riješio problem naprezanja komora hlađenja je sastavljena iz dva dijela kako bi dopustila rastezanje materijala uslijed promjene temperature te na taj način smanjila naprezanja u materijalu. Najbolji način izrade komore izgaranja je obradom odvajanjem čestica iz jednog komada prema preporukama iz [7] no zbog dužine komore i malog promjera pokazalo se da je to neizvedivo s postojećom tehničkom opremom na FSB-u te se komora preinčila tako da bude sastavljena iz dva dijela koji se spajaju vijčanim spojem. Ovo je otvorilo nove mogućnosti rada na ovom motoru pa tako i ovaj rad, jer je sada bilo moguće

odmontirati mlaznicu i montirati drugačiju mlaznicu bez da se cijela komora izgaranja (ili cijeli motor) izrađuje ispočetka, što predstavlja svojevrsnu inovaciju na polju malih raketnih motora.

Prikazane preinake na zadnjoj izvedbi motora i pozitivnu analizu naprezanja prikazuju slike 13. i 14.



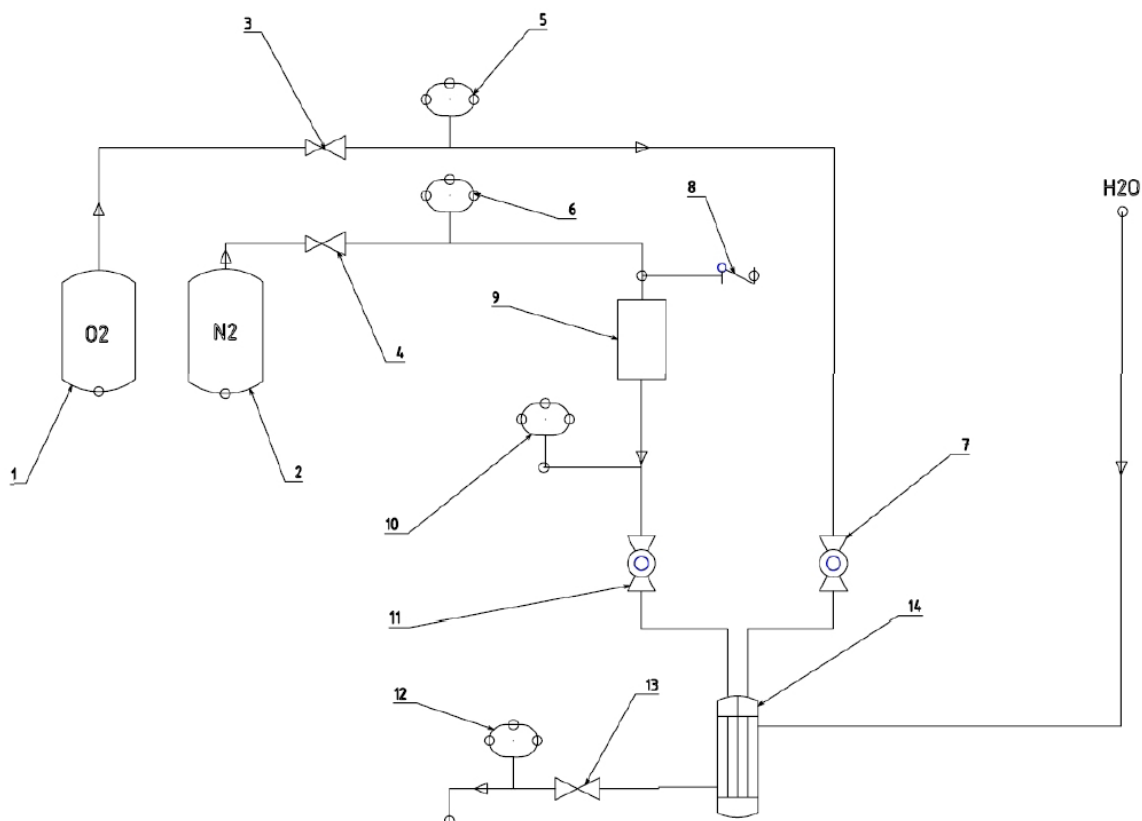
Slika 13. Zadnja izvedba raketnog motora [6]



Slika 14. Zadovoljavajuća analiza naprezanja [6]

Na slici 1. prikazan je sustav raketnog motora koji koristi turbopumpe za dobavu goriva i oksidatora, a samo gorivo i oksidator su u spremniku pod vrlo malim tlakom. Inertni plin osigurava blago tlačjenje goriva, a upravo taj koncept je ovdje iskorišten u potpunosti tako što se koristi dušik da umjesto turbopumpe stlači gorivo sve do radnog tlaka za ulazak u komoru izgaranja. Za potrebe uključivanja i isključivanja protoka planirano je korištenje elektromagnetskih ventila, a za reguliranje protoka goriva i kisika neka vrsta regulatora,

označenih na shemi na slici 15 s oznakama 3 i 4, međutim oni nikad nisu definirani od strane prvotnog tima na projektu.



Slika 15. Prvi shematski prikaz raketnog sustava [6]

Oznake na slici 15 su:

- | | |
|---------------------------------------|---|
| 1. Komprimirani kisik | 8. Elektromagnetski ventil 2 za dušik |
| 2. Komprimirani dušik | 9. Rezervoar s gorivom |
| 3. Regulator protoka kisika | 10. Manometar 3 za gorivo |
| 4. Regulator protoka dušika | 11. Elektromagnetski ventil 3 za gorivo |
| 5. Manometar 1 za kisik | 12. Manometar 4 za vodu |
| 6. Manometar 2 za dušik | 13. Elektromagnetski ventil 4 za vodu |
| 7. Elektromagnetski ventil 1 za kisik | 14. Komora izgaranja |

Sustav prikazan na slici 15 samo je načelno postavljen no nikad nije realiziran od strane osnivača projekta. Oni su međutim napravili veliki korak izrađivši sam motor te je on prikazan na slikama 16. i 17.

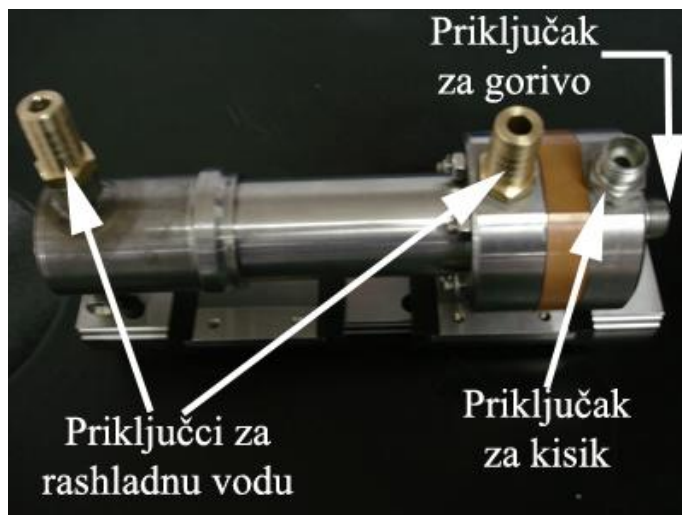
Međutim prvotni tim je ostavio motor nedovršenim u nekoliko segmenata. Priključci za dovod goriva i kisika nisu osmišljeni niti izrađeni, priključci za dovod i odvod rashladne vode također nisu osmišljeni niti izrađeni te je ostalo i pitanje neizvedivih provrta brizgaljki kisika u komoru izgaranja. Nadalje, samo paljenje motora je bilo idejno zamišljeno uz pomoć primitivnog upaljača koji bi se gurnuo kroz otvor mlaznice (time ometajući protok) pod pretpostavkom da će nakon paljenja motora on biti izbačen dimnim plinovima. Primitivni upaljač sastojao bi se od dvije bakrene žice svinute na vrhu na kojem bi bio postavljen komadić pamuka natopljen benzinom. Iako primitivan, ovakav upaljač je prema literaturi [7] idealan za paljenje malih motora, ali zahtijeva visokonaponski izvor napajanja (bobinu) i električnu regulaciju, što je također ostalo nedovršeno od strane prvotnog tima.

Još jedan od nedovršenih pitanja ovog motora je nepostojeće rješenje prihvata na ispitni stol što je znatno otežalo nastavak projekta jer bi bilo puno lakše u fazi projektiranja osmisлити prihvate nego naknadno izrađivati nepraktične modifikacije. U konačnici su ipak osmišljene i izrađene modifikacije kako će to biti prikazano u nastavku.

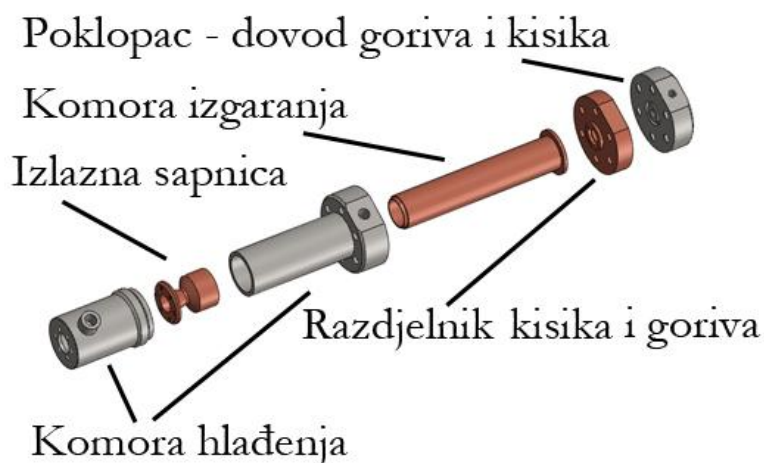
Električna povezanost i regulacija svih komponenti također nikad nije osmišljena niti napravljena od strane prvotnog tima. Filtriranje goriva od stranih čestica koje se često mogu naći u gorivu i začepile bi finu Danfosovu mlaznicu nije osmišljeno niti izvedeno.



Slika 16. Djelovi raketnog motora



Slika 17. Sklopljen raketni motor nakon modifikacija položen na SKF vodilicu



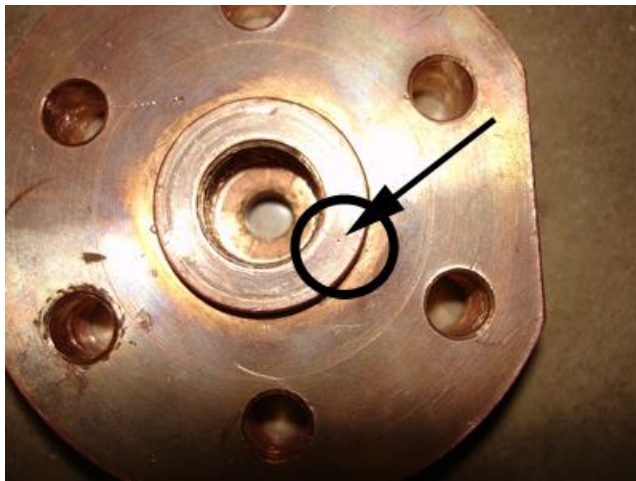
Slika 18. SolidWorks prikaz dijelova raketnog motora

Problematika brizgaljki za kisik:

Bušenje 4 provrta od 0.1905 mm u razdjelniku kisika i goriva u materijalu Elbroduru pokazalo se kao velika poteškoća. Na tržištu nije postojalo svrdlo tih dimenzija, pa niti prve bliže vrijednosti, tj. 0.2mm. Čak i kad bi se našlo bile bi potrebne velike brzine vrtnje da se probuši kroz taj materijal i svrdlo bi otupilo ili puklo prije nego bi probušilo kroz materijal jer se on ljepio na alat. Bušenje elektroerozijom nije uspjelo, a laserska zraka se upijala u materijal umjesto da ga buši.

Rješenje sam predložio 2009.g. u obliku posebnog svrdla od 0.2mm presvučenog kobaltom koje bi se nabavilo iz Velike Britanije te umjesto visokog broja okretaja da se koriste vrlo niski okretaji s većom pritiskom silom i stalnim čišćenjem svrdla (zbog tendencije

elbrodura da se ljepi na svrdlo). Bušenje je bilo uspješno iako je prosječno trebalo oko 2,5 sati da se izbuši jedna rupa. Na slici 19 vidi se prva pokusna rupa na otpadnom komadu razdjelnika goriva i kisika koji je odbačen zbog greške u izradi, te je savršeno poslužio da se na njemu provede pokusno bušenje. Nakon izrađenih brizgaljki za kisik projekt se nastavio kroz izradu ispitne stanice i ostale popratne opreme.



Slika 19. Brizgaljka za kisik

3.1.3. Izrada ispitne stanice

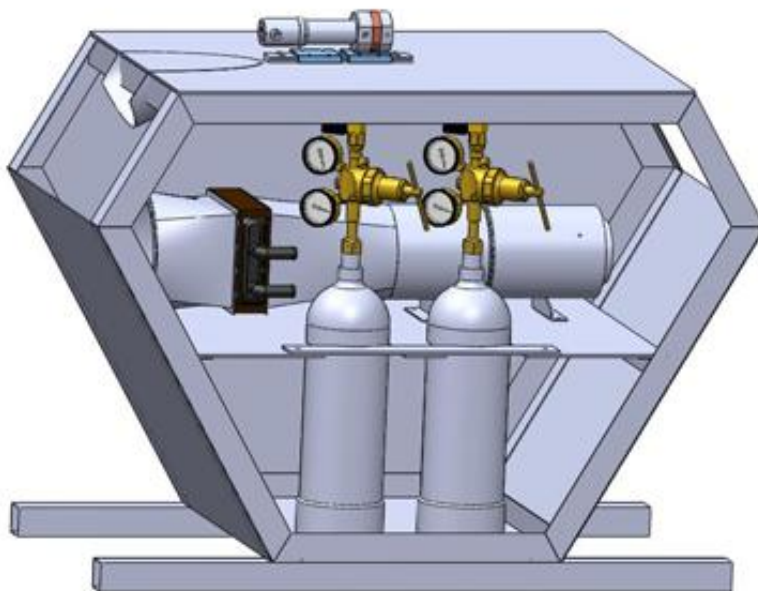
U ovom poglavlju obrađen je nastavak projekta nakon što je prvotni tim napustio projekt. Kako bi se dovršio projekt uvedene su neke važne preinake, kao što je projektiranje ispitne stanice, prebacivanje na SolidWorks programski paket umjesto Catia-e, uvođenje recirkulacijskog hlađenja, elektroničkog upravljanja, filtriranje goriva, preinake na tlačnim vodovima, uvođenje dodatnih uređaja, ključno brtvljenje komore izgaranja, sigurnosni oklop, neprobojno staklo i slično.

Za izradu raketni motor potrebno je osigurati uvjete za ispitivanje, odnosno projektirati i izraditi priključnu opremu na ispitnu stanicu. Kako je proces potrage za adekvatnom ispitnom stanicom u Hrvatskoj bio neuspješan odlučeno je da će se ispitna stanica trebati izraditi, zajedno sa svom popratnom opremom, što je bio popriličan zadatak za sve članove tima, ali je zadatak uspješno dovršen 2012.g.

Kostur ispitne stanice - ispitni stol:

Ispitni stol izrađen je od čelične konstrukcije L-profila metodom spajanja zavarivanjem u specifičnom obliku koji odgovara logotipu udruge HUSZ kako bi se mogao koristiti

prilikom predstavljanja projekta tako što se na njegovu prednju stranu postavi reklamni sadržaj udruge. Prilikom projektiranja vodilo se računa o tome da u njega i na njega stanu svi potrebni uređaji i oprema te da bude još mjesta ako budu potrebne naknadne modifikacije, što se kasnije i pokazalo opravdanim.



Slika 20. Ispitni stol u osnovnoj izvedbi

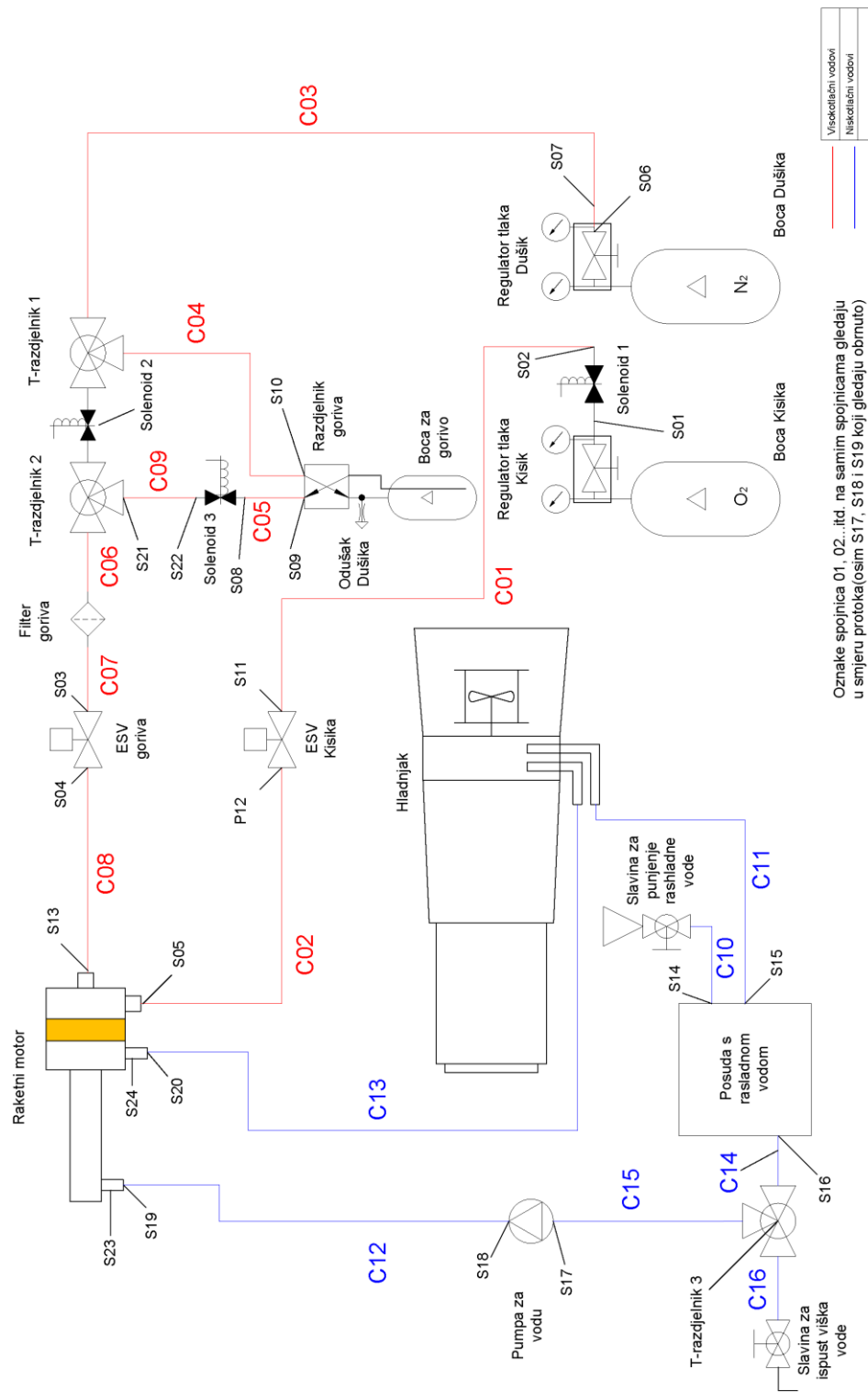
Iako se u osnovnoj izvedbi stola planiralo koristiti 5 litarske boce dušika i kisika te da one budu ugrađene u stol ta je opcija napuštena iz razloga sigurnosti i premale zapremine te su nabavljene 50 litarske boce koje se mogu voziti svaka na zasebnim kolicima.

Izrađen je drugi shematski prikaz, prikazan na slici 21, koji je razrađen do kraja te je započeta proizvodnja potrebnih dijelova i nabava od strane specijaliziranih tvrtki.

Raketni motor - modifikacije:

Na raketnom motoru napravljene su sljedeće modifikacije:

- Dodana klinteritna brtva za brtvljenje komore izgaranja
- Izvedeni priključci za dovod goriva i kisika (slika 17)
- Izvedeni priključci za spajanje crijeva rashladne vode (slika 17)
- Ugrađeni senzori za mjerenje temperature rashladne vode (slika 22)
- Izrađene brizgaljke za kisik (slika 19)



Slika 21. Drugi shematski prikaz raketnog sustava



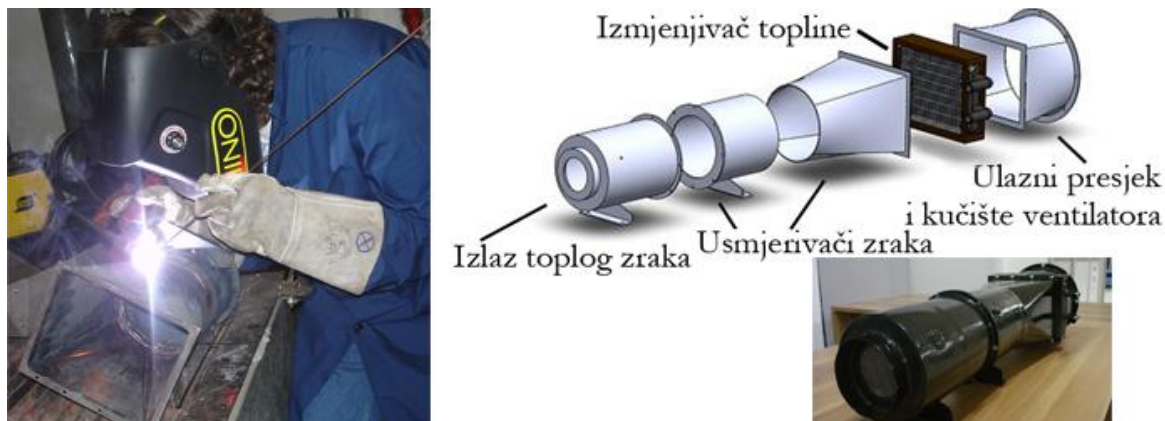
Slika 22. Senzor temperature LM35 u teflonskom kućištu

Ugrađena su dva senzora LM35 koji šalju signal do mikrokontrolera koji zatim prikazuje vrijednosti na ekranu. Jedan senzor je ugrađen na ulaz hladne vode, a drugi na izlaz tople vode. Ukoliko temperatura pređe željenu granicu može se uprogramirati mikrokontroler da automatski ugasi motor (prekine dovod pogonskih sredstava) čime je povećan faktor sigurnosti u slučaju da operator motora ne stigne pravovremeno ugasiti motor u slučaju preopterećenja.

Rashladni sustav:

Prvotni tim predvidio je hlađenje motora vodom iz gradskog vodovoda, no međutim u konzultacijama s mentorom zaključeno je kako to nije dobro rješenje jer bi se na lokalnim vrućim točkama temperatura vode mogla popesti iznad 60°C što dovodi do izlučivanja kalcijevog karbonata iz vode i stvaranja njegovih naslaga. U slučaju da se naslage natalože to bi značajno umanjilo sposobnost stijenke da provodi toplinu i moglo bi doći do lokalnog proboja komore izgaranja tokom rada motora. U dogovoru i uz pomoć mentora projekta prof. Matijaševića prerađen je stari sustav hlađenja iz malenog aerotunela na FSB-u zaostalog iz prethodnih eksperimenata. Uzeta je sekcija tunela s izmjenjivačem topline te su mu dodane pumpa i spremnik za dodatnu vodu te slavina za istakanje i osmišljen je sustav punjenja kroz drugu slavinu. U jednu sekciju tunela ugrađen je ventilator koji pospješuje izmjenu topline. Cijeli sustav je povezan s dvije vrste niskotlačnih crijeva te spojen na raketni motor. Otpornija vrsta crijeva je povezana direktno na raketni motor i omogućava nesmetan protok tekućine čak i kod visokih temperatura rashladne vode ili ako okolni dijelovi motora pređu 100 °C. Manje otporna vrsta crijeva povezuje sve ostale

djelove.



Slika 23. Izrada rashladnog sustava



Slika 24. Niskotlačna crijeva - otpornije (lijevo) i manje otporno (desno)



Slika 25. Spremnik za vodu i pumpe

Primitivnim, ali učinkovitim postupkom mjerenja protoka izmjeren je protok priključene pumpe tako što se mjerilo vrijeme rada pumpe, a nakon isključivanja se izvagala masa prenesene vode na istoj piezometričkoj visini. Dobiveni rezultati prikazani su u tablici 5, a ukazivali su na premali protok prema prvotnom proračunu te je dodana još jedna pumpa sličnog protoka. Sada nakon ispravljenog proračuna (vidi poglavlje 3.1.1. odjeljak „Protok rashladnog sredstva“) vidimo da to nije bilo potrebno jer je i prva pumpa zadovoljavala zahtjev za protokom. Protok se mjerio jer je pumpa dobivena donacijom servisa za popravak pumpi te je došla bez specifikacije proizvođača.

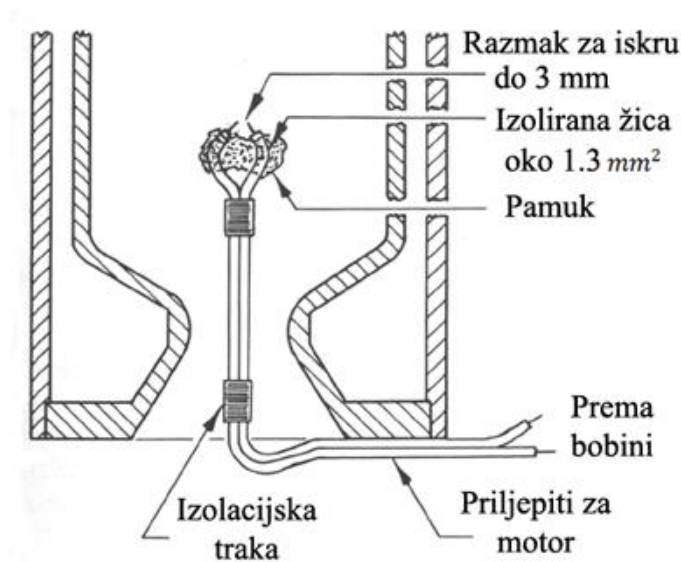
Tablica 5. Mjerenje protoka pumpe za rashladnu vodu

Mjerenje broj	Masa prikupljene vode [kg]	Vrijeme [s]	Protok [kg/s]
1.	10.81	50	0.2162

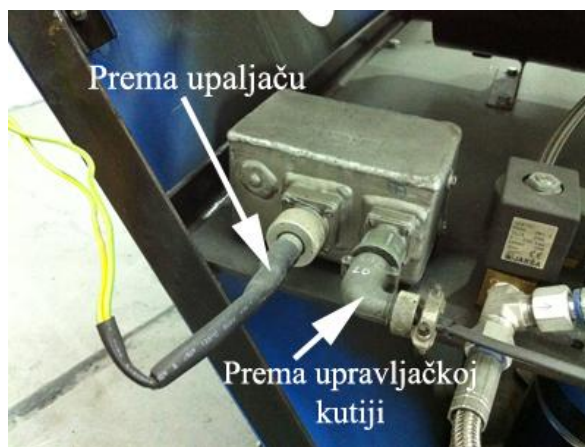
2.	11.1	52	0.2135
3.	10.5	48	0.2187

Sustav paljenja:

Prema [7] zadovoljavajući upaljač za male raketne motore je lako načiniti koristeći bakrenu žicu, komad pamuka (lako dostupna higijenska vuna u ljekarni je odgovarajući izbor) i malo benzina kojim treba natopiti pamuk. Upaljač se treba složiti prema slici 26. i spojiti na visokonaponski izvor struje kao što je bobina. Tokom posjeta Zrakoplovno tehničkom centru kraj Velike Gorice dobili smo donaciju bobine MIG-a 21 koja pali dodatno izgaranje te je isto instalirano na ispitni stol i povezano na upravljačku kutiju kako je to prikazano na električnoj shemi na slici 36.



Slika 26. Shematski prikaz upaljača [7]



Slika 27. Bobina MIG-21 za proizvodnju iskre za paljenje raketnog motora

Tlačni sustav i regulacija goriva i kisika:

Kao što je prikazano na shemi na slici 21 sustav se sastoji od sljedećih tlačnih elemenata:

- 3 spremnika pod tlakom: dušik, kisik i gorivo
- 2 manometra: za kisik i za dušik
- 3 elektromagnetska ventila (solenoida)
- 2 regulacijska elektro-step ventila (ESV): za gorivo i za kisik
- 2 T-razdjelnika
- 9 visokotlačnih crijeva



Slika 28. Djelovi visokotlačnog sustava

Boce s dušikom i kisikom su zapremine 50 litara, svaka na tlaku 200 bar-a. Istjecanje medija iz njih se regulira manometrima koji su spojeni direktno na svaki spremnik. Nakon manometara nastavljaju se visokotlačna crijeva koja mogu izdržati radne tlakove i do 200 bar-a. Izrađena su od teflonske ispune obložene metalnim pletivom koje čuva integritet crijeva i omogućava njegovo lagano savijanje i rukovanje što je velika prednost spram npr. krutih cijevi koje su bile druga opcija. T-razdjelnici su izrađeni od Prokrona 12, namijenjeni za radne tlakove do 430 bar-a. Solenoidni ventili su elektromagnetski ventili koji služe za otvaranje i zatvaranje protoka, namijenjeni su za radne tlakove do 150 bar-a te

nemaju mogućnost regulacije. Upravljanje se vrši pomoću 12V napona i struje od 1.5A s upravljačke kutije. Za adekvatnu finu regulaciju pri visokim tlakovima tržišno rješenje nije pronađeno unatoč dugotrajnoj potrazi te je odlučeno da će se proizvesti vlastiti regulacijski ventili s finim korakom regulacije, što je rezultiralo izradom ESV-a. Elektro-step ventili koriste step motore i reduktor za podizanje i spuštanje igle igličastog ventila, a graničnici maksimalne gornje i donje pozicije su halovi senzori. Halovi senzori služe kako ventil nebi prošao neku krajnju donju niti krajnju gornju poziciju iz koje step motor više nema dovoljno snage da vrati iglu unatrag jer se igla „zabrtvi“ metal o metal. To znači da ESV ne može u potpunosti zatvoriti protok već to mora napraviti solenoidni ventil. Ukoliko je solenoidni ventil otvoren uvijek će određena količina sredstva protjecati kroz ESV.

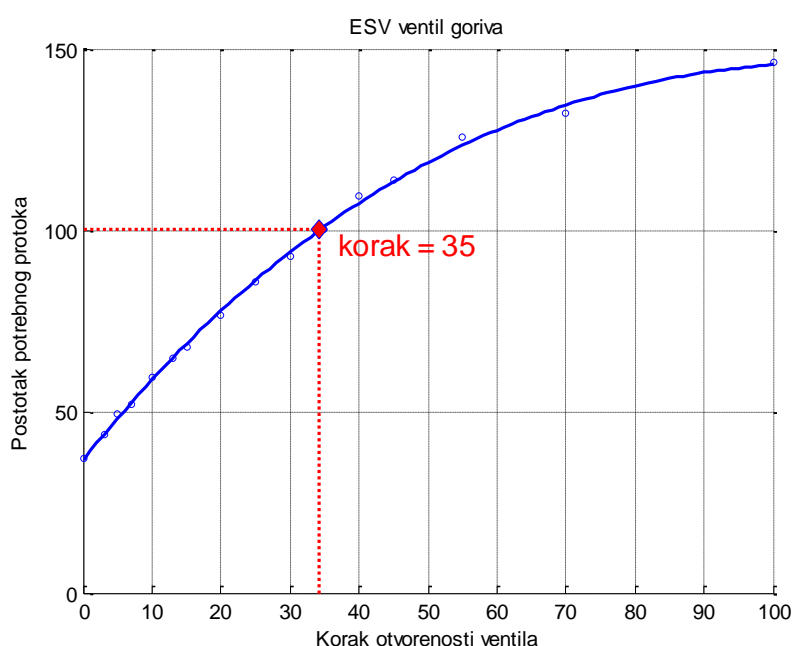
ESV-ovima se upravlja preko upravljačke kutije u kojoj su mikrokontroleri koji upravljaju pomicanjem step motora. Ovakva izvedba je odabrana kako bi se moglo što finije regulirati smjesu goriva i oksidatora. Međutim motori imaju i brzi mod rada te mogu odreagirati i na nagle zahtjeve za promjenom smjese.

Kako bi se ovi regulacijski ventili mogli koristiti bilo ih prvo potrebno umjeriti, što je učinjeno korištenjem metode sličnosti protoka poznate iz mehanike fluida. Ventili su testirani korištenjem vode iz vodovoda za koju se putem manometra uvijek određivao trenutni tlak (jer tlak u vodovodu varira). Nakon provedenog umjeravanja podatci su iskorišteni da se nacrtaju krivulje pomaka ventila na ekranu u koracima motora u ovisnosti o protoku koji daju za određenu otvorenost.

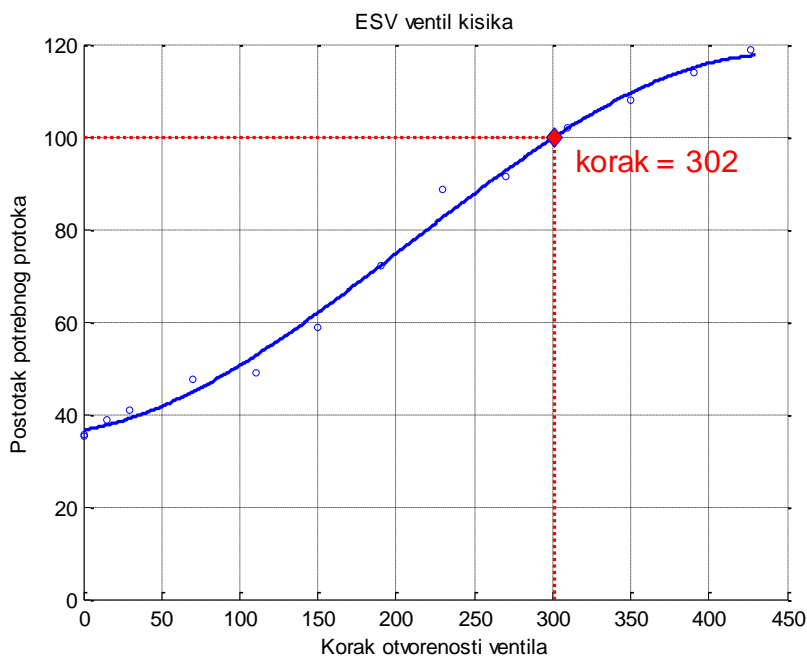


Slika 29. Testiranje ESV-a

Rezultati ovih ispitivanja dani su grafički na slikama 30 i 31. Treba napomenuti da je svaki ESV napravljen za svoj medij, nije moguće zamijeniti ih jer su im promjeri provrta kroz koje protječe medij drugačiji. Iako su sama kućišta ventila naručena od tvrtke IMG i došla su identična, kasnije su modificirana umetanjem odgovarajuće puškice kojom je podešen promjer provrta kojeg igla ventila zatvara. Moguće je uočiti ventilatore postavljene na kućište ventila, oni predstavljaju važnu komponentu jer održavaju stalnu temperaturu step motora. U slučaju da se oni ugase step motori se pregriju i prestanu raditi do ponovnog hlađenja. S obzirom da su motori iz donacije ovo rješenje s hlađenjem se činilo praktičnijim od kupovine novih skupih step motora koji nebi trebali hlađenje.



Slika 30. Karakteristika ESV-a za gorivo



Slika 31. Karakteristika ESV-a za kisik

Mjerenje potiska:

Kako udruga HUSZ nije bila u mogućnosti financirati kvalitetan mjerni instrument, a donacija nije pronađena odlučeno je izraditi i umjeriti vlastiti mjerni sustav. Najjednostavnije rješenje bilo je korištenje opruge s linearnom karakteristikom te na temelju njezinog pomaka pronaći silu potiska prema jednadžbi za linearnu oprugu:

$$F=c \cdot X \quad (50)$$

Gdje su:

- F – Sila u opruzi, ekvivalentna je sili potiska motora
- c – Karakteristika opruge, zadaje se u proizvodnji te se provjerava mjerenjem
- X – Pomak opruge u uzdužnom smjeru (smjeru rastezanja tj. sabijanja opruge)

Kako je potrebno mjeriti silu od 222.5 N, a prema dimenzijama ispitnog stola, vodilice i ostale okolne opreme dužina stlačivanja je određena na 50 mm, od proizvođača opruga „Opruge Jatić“ predložena je opruga sljedećih karakteristika:

Dužina opruge: $L_{opr}=200$ mm

Unutrašnji promjer: $D_u=22$ mm

Promjer materijala: $d=3.8$ mm

Maksimalno skraćanje (hod): $f=80$ mm

Karakteristika opruge: $c=5$ N/mm

Iz ovih podataka može se pomoću jednadžbe (50) izračunati maksimalna sila koju opruga može mjeriti:

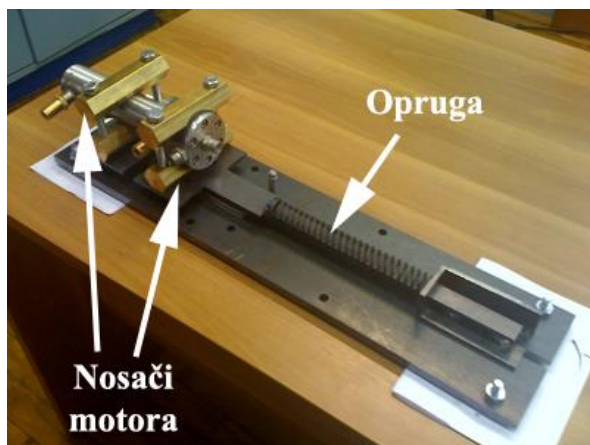
$$F=c \cdot X=5 \cdot 80=400 \text{ N}$$

Što odgovara zahtjevima da opruga može mjeriti 222.5 N, a rezerva veće mjerne mogućnosti je u slučaju da se jednom napravi bolja mlaznica koja će imati veći potisak, tako da nije potrebno mijenjati oprugu, a to je upravo i dio ovog rada.

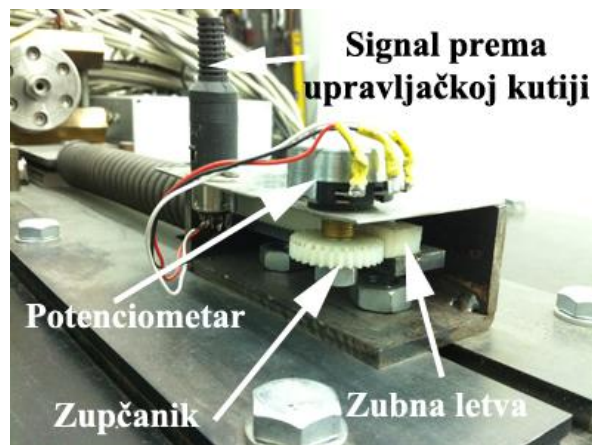
Uz oprugu izrađeni su i prihvatni motora te ploče koje cijelu strukturu drže zajedno. Opruga je omotana oko jednog dijela ploče koji je vezan za vodilicu i kako se motor kreće tako se i ta ploča kreće i stiže oprugu koja je uglavljena graničnikom s druge strane. Na kraju ploče je zupčana letva koja okreće zupčanicu čija osovina okreće potencijometar koji šalje signal na mikrokontroler koji pretvara taj signal u potisnu silu koja se zatim prikazuje na ekranu upravljačke kutije.

Na slici 32 vidi se spomenuti sklop, ali bez davača signala (potencijometra). Na istoj slici se mogu vidjeti i nosači motora, a na sljedećoj slici, slika 33, vidi se instalirano pretvaranje uzdužnog pomaka opruge u signal prema upravljačkoj kutiji.

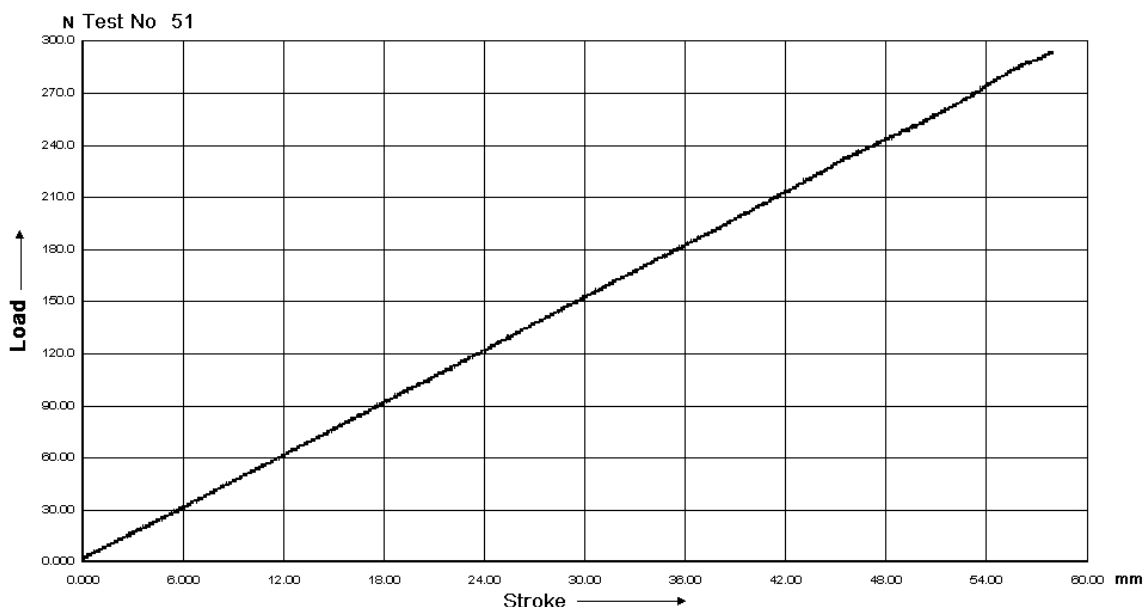
Opruga je zatim umjerena na FSB-u na zavodu za mjeriteljstvo te je dobivena njezina eksperimentalna karakteristika koja je prikazana na slici 34. Vidimo sa slike da opruga dobro slijedi zakon pravca. Iako je mjerenje napravljeno do 300 N za pretpostaviti je da će se karakteristika nastaviti sve do blizine 400 N kad će početi gubiti linearnost, što za nas u ovom slučaju nije niti bitno jer tražimo mogućnost mjerenja sile od 222.5 N. S dobivenom realnom karakteristikom ulazi se u program mikrokontrolera koji preračunava dobiveni signal u silu potiska i prikazuje ju na ekranu.



Slika 32. Mjerna linija s oprugom bez davača signala



Slika 33. Davač signala - pretvaranje uzdužnog pomaka u signal

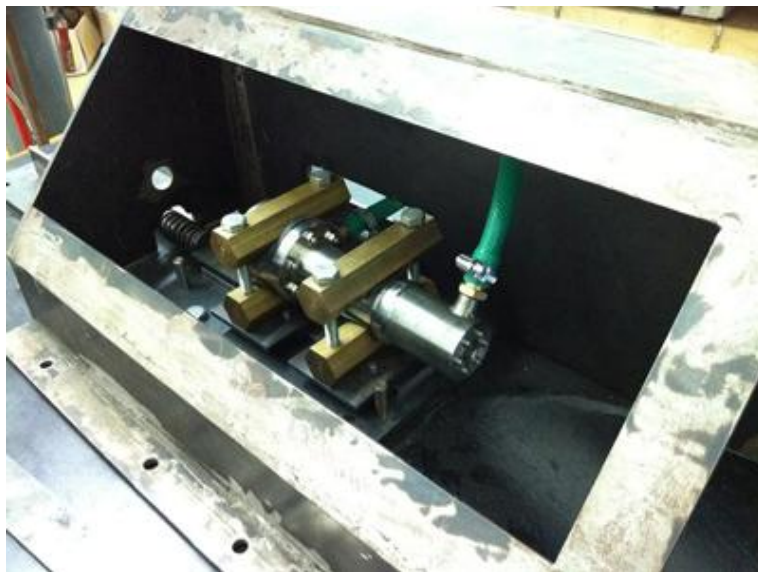


Slika 34. Karakteristika opruge dobivena mjerenjem

Oklop i neprobojno staklo:

Radi povećanja razine sigurnosti oko raketnog motora je postavljen oklop od čeličnog lima debljine 5mm koji je otvoren na jednoj strani na kojoj se nalazi neprobojno staklo. Oklop je izrađen tako da se može podizati kako bi se omogućio rad oko motora kada je to potrebno. Na slici 35 može se vidjeti raketni motor i zatvoreni oklop. Zelena crijeva za vodu su prethodila onima prikazanim na slici 24, ali su izbačena iz upotrebe nakon što se ustvrdilo da loše podnose temperaturu (gube sposobnost brtvljenja i postaju mekana te se

saviju pod vlastitom težinom i mogu smanjiti protok na nekim mjestima).



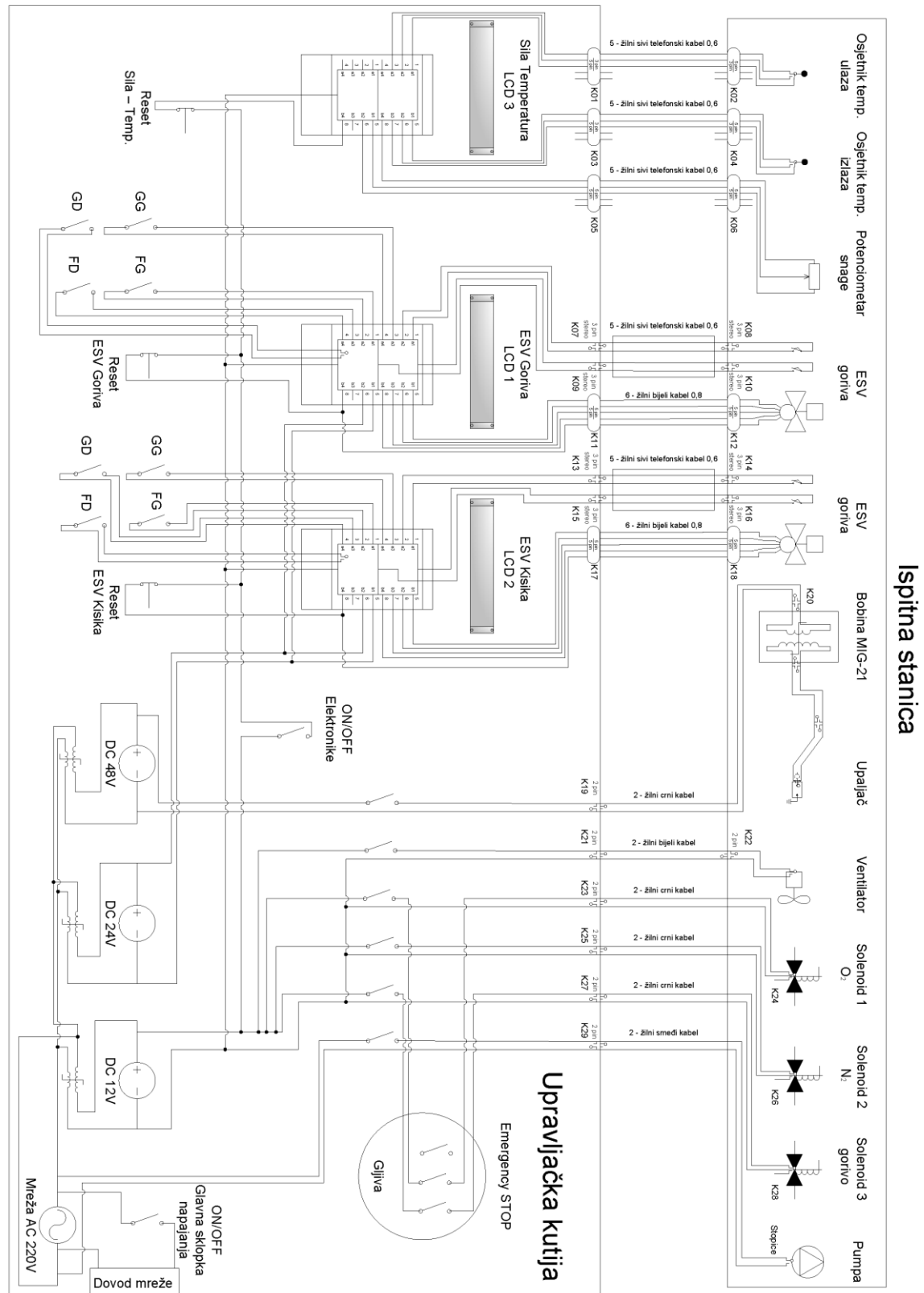
Slika 35. Raketni motor i oklop

Električni upravljački sustav:

Ispitnom stanicom upravlja se s udaljenosti od oko 10m pomoću kablova koji vode do upravljačke kutije u kojoj je smještena elektronika. Sve električne uređaje napajaju 4 sustava napajanja: istosmjerna struja napona 12V, 24V i 48V, te izmjenična struja napona 220V, svaka vrsta napajanja za određni dio opreme. Napon od 12V koristi se za pumpe, solenoidne ventile, ventilator hlađenja rashladne vode i ventilatore hlađenja ESV-a te za sve mikroelektroničke pločice koje taj napon dodatno spuštaju na 5V za svoje potrebe. 24V se koristi za pogon step motora na ESV-ovima, a 48V napaja bobinu MIG-a 21 koja osigurava paljenje.

Na ovaj način putem kablova ispitna stanica može biti postavljena u ispitnu prostoriju i njome se može upravljati izvana, ili može biti postavljena iza sigurnosnog zida na otvorenome. Razmatrano je upravljanje nekom vrstom radioveze, npr. wireless signalom, no zbog mogućnosti interferencije između magnetskog polja koje stvara izlazni mlaz i instalirane opreme odustalo se od tog koncepta jer područje utjecaja mlaza nije bilo dovoljno poznato u trenutku projektiranja, a nije se htjelo riskirati naknadno prilagođavanje cijelog sustava.

Napajanja imaju svoju kutiju, a upravljačka elektronika ima svoju kutiju, obje su prikazane na slici 37 dok je na slici 36 prikazana orijentacijska električna shema sustava (u



Slika 36. Orijentacijska električna shema

njoj su simbolički prikazane veze pojedinih komponenti, no ne i stvarni način spajanja).

Upravljačka kutija sadrži 5 mikroelektroničkih pločica sa 3 mikrokontrolera kojih svaki upravlja s jednim od 3 LCD ekrana. S lijeva na desno, prvi ekran je zadužen za regulaciju kisika, drugi za regulaciju goriva i treći za prikaz potisne sile i temperature sa senzora



Slika 37. Upravljačka kutija (lijevo) i kutija napajanja (desno)



Slika 38. Upravljačka kutija

rashladne vode. Svaki ESV ima gumb za reguliranje finog i brzog moda rada te gumb za resetiranje u slučaju pojave statičkog elektriciteta ili smetnji koji mogu ometati rad mikrokontrolera. Pomoću tipki za elektroniku i napajanje moguće je pustiti struju samo na elektroniku ili samo na prekidače u gornjem desnom kutu koji upravljaju solenoidima,

ventilatorima, pumpama i upaljačem. Na kraju je u donjem desnom kutu veliki crveni gump, popularno nazvan „gljiva“ zbog svog karakterističnog oblika, koji prekida dotok oksidatora i goriva u motor.

Jednom kad se nađe stabilna točka paljenja motora moguće je tu točku uprogramirati u mikrokontroler i on može sam izvesti postupak paljenja, od prilagođavanja smjese do paljenja upaljača tako da više neće biti potrebno mukotrpno uštima vanje radne točke motora. No dok točka paljenja nije poznata ona se mora pronaći metodom pokušaja i pogreške paleći i gaseći motor.

Filtriranje goriva:

Zbog malih gabarita motora koriste se mali maseni protoci, a to znači i maleni otvori kroz koje treba proći gorivo. Ukoliko se u gorivu nađu veće čestice nečistoće ili prljavštine one mogu zaglaviti u utorima ili u uglovima i ometati protok ili ga u najgorem slučaju zaustaviti čime bi drastično narastao tlak u sustavu što je svakako nepovoljno jer se u tom slučaju u sustavu javljaju značajna naprezanja. Sustav je dizajniran da izdrži puno veće tlakove od onih koji bi nastali začepljenjem, no motor bi počeo detonantno sagorijevati gorivo (zbog nepravilnog dotoka) čime bi se stvarale velike oscilacije tlaka na strukturu komore izgaranja što može imati izrazito nepovoljan utjecaj u obliku oštećenja, pa čak i pucanja komore odnosno raspada motora.

Da bi se to spriječilo gorivo je potrebno filtrirati. Ono se može filtrirati ručno prije svakog ulijevanja u bocu goriva (što je nezahvalan posao), a ukoliko se dogodi korozija unutar boce goriva (što nije vidljivo vanjskom promatraču sve do atesta boce) ponovno nije osigurano čisto gorivo. Druga opcija je postavljanje filtera koji bi kontinuirano filtrirao gorivo kako ono protječe kroz sustav. Nažalost komercijalno dostupni filteri u trgovinama za vozila ne podržavaju tlakove veće od 10-tak bar-a, tako da ih se nije moglo upotrijebiti. Filteri po narudžbi iz inozemstva su bili dostupni no po visokoj cijeni, te je odlučeno da će se izraditi novi visokotlačni filter za potrebe projekta. Odabir materijala za filter olakšan je prisutstvom nekoliko probnih uzoraka filtera od sinterirane bronce na FSB-u koji su iskorišteni za tu svrhu, a jedan takav je prikazan na slici 39.

Prema sinteriranom filteru izrađeno je kućište koje će biti kompatibilno s priključnim crijevima, slika 40.



Slika 39. Filter goriva od sinterirane bronce



Slika 40. Kuciste filtera goriva (cjelokupni instalirani filter)

3.2. Trenutno stanje raketnog projekta RM-1

Do trenutka pisanja ovog rada projekt RM-1 je s tehničke strane završen, svi dijelovi su instalirani i sva potrebna oprema je na ispitnoj stanici.



Slika 41. Složena ispitna stanica

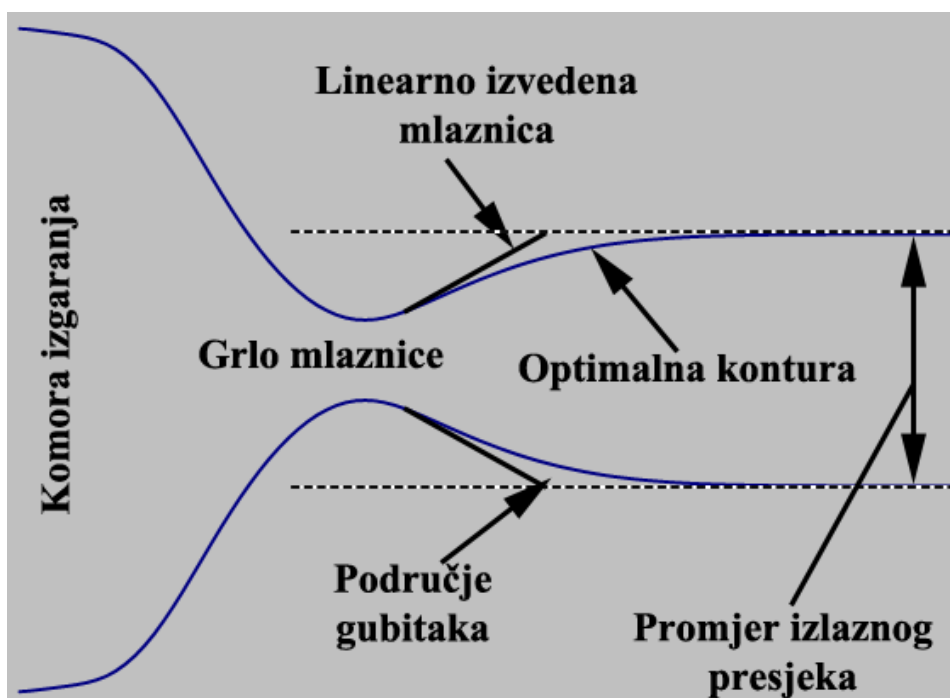
Proveden je hidrottest i utvrđeno je da je sustav curio na 3 spoja od njih ukupno 54 te su ta mjesta naknadno uspješno sanirana. Tokom upotrebe na testovima step motor koji pokreće ESV goriva se pokvario te je nabavljen zamjenski koji međutim ima drugi promjer osovine i manji redukcijski zupčanik na sebi. Bit će potrebno nabaviti odgovarajući zupčanik te ga instalirati na motor. To je jedina poznata neispravna komponenta koja nužna i bez koje se motor ne može paliti. Tokom testa s gorivom utvrđen je propust u načinu na koji je sustav tlačno složen. Naime ako pretpostavimo da gorivo protječe kroz

sustav nakon isključivanja solenoida 3 tlak se neće trenutačno izjednačiti s okolinom i strujanje stati u cijeloj grani koja vodi prema motoru već će između solenoida 3 i filtera za gorivo nastati pretlak koji je veći nego u dijelu od filtera goriva do motora. Taj pretlak uzrokovan je otporom koji stvara filter i nakon gašenja solenoida 3 taj pretlak će težiti izjednačiti se s okolinom te će dio goriva ispuniti komoru izgaranja. Volumen goriva koje će ući u komoru jednak je promjeni poprečnog presjeka fleksibilnih tlačnih vodova koji se tokom tlačenja rastegnu, a nakon isključenja tlaka skupe. To može biti potencijalno vrlo opasno kod naknadnog pokretanja motora te je između ESV-a goriva i motora umetnut još jedan dodatni (četvrti!) solenoid puno bliže motoru koji tu pojavu minimizira i on nije naveden u shemi na slici 21. Korištenjem krutih tlačnih vodova (npr. inox cijevi) ova pojava se nebi uočavala, međutim izgubilo bi se na fleksibilnosti sutava koja je važna tokom razvojne faze. Preporuča se u kasnijoj fazi zamjena fleksibilnih crijeva krutim cijevima.

Sljedeći korak je u projektu je instaliranje odgovarajućeg zupčanika na step motor ESV goriva te pokusna paljenja, a u nastavku ovog rada pokazat će se metoda proračuna nove mlaznice koja bi u teoriji trebala davati više potiska za iste radne uvjete tlaka i temperature u komori izgaranja što će se svakako trebati potvrditi eksperimentalno.

4. GEOMETRIJA I AERODINAMIKA POBOLJŠANE NADZVUČNE MLAZNICE RAKETNOG MOTORA

Kod izvedbe nadzvučnih mlaznica malih raketnih motora uobičajeno je koristiti jednostavnu geometriju izlaznog presjeka, tj. linearno povećanje presjeka od grla mlaznice do traženog izlaznog presjeka uz izuzetak područja oko grla mlaznice koje se izvodi uz jednostavan radijus prema jednadžbama (37) i (38). Međutim prirodni tok fluida ne prati linearnu izvedbu što dovodi do gubitaka koherentnosti mlaza, a time i gubitaka tlaka koji pak vode do smanjenje potisne sile koju motor može ostvariti što je slikovito objašnjeno na slici 42.



Slika 42. Odnos jednostavne i optimalne mlaznice

Ako bi se projektirala mlaznica koja bi pratila strujnicu koja ekspanira do traženog izlaznog presjeka dobila bi se mlaznica koja bi osiguravala koherentan mlaz, a time i veću potisnu silu. Uobičajena je praksa koristiti numerički algoritam koji rješava problem masenog i toplinskog toga, međutim takvi algoritmi nisu standardizirani već ih je potrebno razviti.

Prema [8] predstavljen je jedan takav algoritam koji koristi prethodno pretpostavljeno

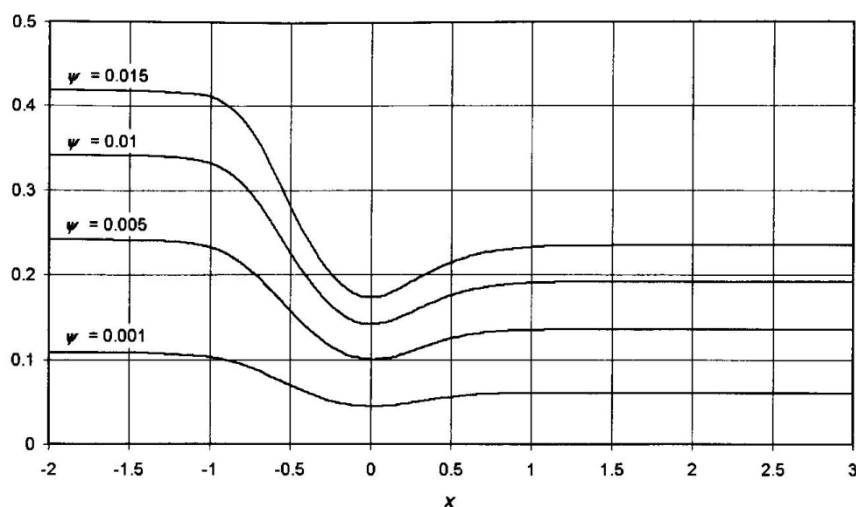
analitičko rješenje distribucije tlaka po osi simetrije mlaznice kao funkciju tangensa hiperbolnog, kako to prikazuje jednadžba (51) te ga je svrha rada [8] bila dokazati pretpostavljeno rješenje i dati odgovarajući algoritam za proračun nadzvučnih mlaznica što je i uspješno ostvareno.

$$p_{x,0} = a \cdot \tanh -b \cdot x + c \quad (51)$$

Gdje su:

- a – parametar tlaka dan kao: $a = \frac{1}{2} p_{in} - p_{out}$
- Gdje su:
 - p_{in} – Tlak na ulazu u mlaznicu
 - p_{out} – Tlak na izlazu iz mlaznice
- b – proizvoljni koeficijent tlaka $b < 4$
- c – parametar tlaka dan kao: $c = \frac{1}{2} p_{in} + p_{out}$

Algoritam za zadane projektne parametre iz proračuna motora (tlak i temperatura u komori izgaranja, promjer grla mlaznice i izlaznog presjeka mlaznice, dužina mlaznice, machov broj na izlazu i maseni protok) računa strujnu funkciju ψ . Dobivena kontura strujnice koja najbolje odgovara zadanim projektnim vrijednostima odabire se kao kontura mlaznice kako to prikazuje slika 43 na kojoj su prikazani parametri brzine, gustoće i radijusa



Slika 43. Normalizirani parametri V , ρ i r za različite strujne funkcije

normalizirani po osi x za pojedinu strujnu funkciju.

Algoritam koji je predstavljen u [8] zbog svoje opsežnosti i složenosti neće biti ovdje predstavljen. Prema njemu je 1997.g. prof. Ž. Tuković s FSB-a razvio programski kod u Visual C++ programskom jeziku koji numerički rješava traženi problem te je isti trebao biti podloga za dobivanje konture koja bi prikazivala optimalni tok mlaza za raketni motor RM-1. Dobivena kontura zatim bi se iskoristila za dobivanje geometrije mlaznice u programskom paketu SolidWorks iz čega bi proizašlo tehničko rješenje montaže na predviđeno mjesto na motoru pomoću vijčanih spojeva. Nakon dobivene geometrije ista bi se podvrgnula simulaciji u nekom od programa numeričke mehanike fluida te bi se dobiveni rezultati usporedili s postojećim rješenjem.

Nažalost prilikom pokušaja da se dobiju rezultati pomoću navedenog programskog koda prof. Tukovića došlo je poteškoća koje do zaključenja ovog rada nisu otklonjene. Novija verzija programa Visual C++ dostupna od Microsofta nije uspjela izvršiti „*compile*“ datoteka te je javljala oštećenja u pojedinim datotekama. Moguće je da su se tokom godina i prebacivanja s medija na medij pojedini podatci izbubili ili oštetili što je uzrokovalo nemogućnost pokretanja programa. Zbog opsežnosti programa greška nije pronađena. Alternativno rješenje bilo je napisati novi programski kod u drugom programskom paketu, npr. Matlab, no zbog vremenskog ograničenja pisanja ovog rada i opsežnosti metode to je bilo neizvedivo.

5. ZAKLJUČAK

U ovom radu je pokazano da se raketni motori proračunavaju s drugačijim kriterijima od ostalih vrsta motora koje koriste mlazni potisak za stvaranje potisne sile. Važno je vrijeme trajanja potiska i potisna sila koju motor može ostvariti u tom vremenu za razliku o snage i termičkog stupnja djelovanja koje se koristi kao parametar usporedbe kod ostalih motora. Također raketni motori omogućavaju putovanje znatno većim brzinama leta stoga što ostvaruju znatno veću potisnu silu od ostalih vrsta motora. Ne koriste atmosferski kisik čime mogu raditi i u vakuumu što je posebno važno za ostvarenje svemirskih letova.

Važan čimbenik u odgovoru na to koliko će potisne sile ostvariti raketni motor je način na koji je projektiranja izlazna mlaznica. Iako je za ameterske potrebe projektiranja raketnih motora male potisne sile dovoljno modelirati mlaznicu tako što joj se poprečni presjek mijenja linearno, kod većih izvedbi može se uštedjeti značajna količina goriva (time ostvariti i veći domet/dolet) pravilnijom izvedbom geometrije mlaznice koja će omogućavati veći stupanj koherentnosti mlaza. Spomenutim algoritmom pomoću opisane funkcije tangensa hiperbolnog moguće je dobiti konture idealnih strujnica koristeći ulazne i izlazne parametre motora te time postići da se dobije geometrija mlaznice koja će omogućavati da tok strujnica bude očuvan. Time se postiže povećanje raspoložive potisne sile koju raketni motor može ostvariti. Nažalost u ovom radu spomenutu proceduru zbog tehničkih poteškoća nije bilo moguće realizirati.

U slučaju nastavka na ovaj rad predlaže se da se predloženo numeričko rješenje iz [8] unese u programski jezik koji je češće korišten na FSB-u (npr. Matlab), te da se dobiveno rješenje (kontura strujnica) unese u neki od dostupnih programskih paketa za grafičko modeliranje (npr. SolidWorks) te da se u njemu izradi geometrijski model mlaznice. Isti model potrebno je zatim provjeriti računalnom dinamikom fluida te ukoliko tehnički uvjeti dopuštaju izraditi ju i instalirati na raketni motor RM-1 kako bi se dobiveni rezultati eksperimentalno potvrdili. Prethodno je potrebno provesti ispitna paljenja dosad izvedenog sustava RM-1 kako bi se dobile referentne vrijednosti linearno izvedene mlaznice.

3. LITERATURA

- [1] Zucrow, M. J., The Gas Turbine Power Plant, the Turboprop, Turbojet, Ramjet and Rocket Engine, Volume II, Aircraft and Missile Propulsion, John Wiley & Sons, New York, 1958.
- [2] Sutton, George P., Biblarz Oscar, Rocket Propulsion Elements, Seventh Edition, John Wiley & Sons, New York, 2001.
- [3] Virag, Z. Predavanje IX - Jednodimenzijско izentropsko strujanje, Dinamika plinova, akademska godina 2012/2013.
- [4] Pendray, G.E. The Coming Age of Rocket Power, Harper and Brothers, New York, 1947.
- [5] Zucrow, M. J., Aircraft and Missile Propulsion: Volume I, Thermodynamics of Fluid Flow and Application to Propulsion Engines, John Wiley & Sons, New York, 1958.
- [6] Drezga, D., Jerković, K. Škrlec, T., Studentski projekt Raketni motor pogonjen tekućim gorivom „RM-1“, Hrvatska udruga studenata zrakoplovstva, Zagreb 2006.
- [7] Leroy, J. K., How to Design, Build and Test Small Liquid-Fuel Rocket Engines, Rocketlab, China Lake, California, 1971.
- [8] Martinis, V., Matijašević, B., Tuković, Ž. A Numerical Solution to the Inverse Problem of Supersonic Nozzle Design, Journal of Mechanical Engineering, Volume 48, No. 4, 2002.